

# GRADO EN INGENIERÍA EN TECNOLOGÍAS DE TELECOMUNICACIÓN



Universidad  
Carlos III de Madrid  
[www.uc3m.es](http://www.uc3m.es)

ESCUELA POLITÉCNICA SUPERIOR

DEPARTAMENTO DE TEORÍA DE LA SEÑAL Y COMUNICACIONES

TRABAJO FIN DE GRADO:

## **SISTEMA GRÁFICO PARA DETERMINAR COBERTURAS EN CONSTELACIONES LEO**

*Autor:* Roberto Pérez Pérez

*Tutor:* Dr. Víctor P. Gil Jiménez

Leganés, septiembre de 2014



**Título:** Sistema Gráfico Para Determinar Coberturas En Constelaciones LEO

**Autor:** Roberto Pérez Pérez

**Tutor:** Víctor P. Gil Jiménez

## EL TRIBUNAL

Presidente:

Vocal:

Secretario:

Realizado el acto de defensa y lectura del Trabajo Fin de Grado el día ..... de ..... de ... en ....., en la Escuela Politécnica Superior de la Universidad Carlos III de Madrid, acuerda otorgarle la CALIFICACIÓN de:

VOCAL

SECRETARIO

PRESIDENTE



# Agradecimientos

En primer lugar darle las gracias a mis padres, Fernando y Pilar, el inculcarme desde pequeño las ganas de estudiar. Sin ellos, muy posiblemente no hubiera podido hacer este trabajo. También quiero dar las gracias a mi hermano pequeño Sergio, por ser la personita que me recuerda cuando no estoy estudiando, y a mi tía Carmen por su apoyo mostrado.

En segundo lugar, quiero agradecer a mi tutor Víctor toda la ayuda, apoyo, consejos y enseñanzas prestadas a lo largo del trabajo. Gracias a él ha sido posible la creación de esta memoria.

También quiero agradecerle a mi compañero Antonio, todas las horas que hemos pasado juntos, ya sea en la universidad o fuera de ella. Gracias por todos esos buenos momentos que hemos vivido y nos quedan por vivir.



# Resumen

Este trabajo pretende desarrollar una interfaz gráfica en JAVA para facilitar el cálculo de la calidad de los enlaces de comunicaciones espaciales. Previamente al desarrollo de la herramienta, se realizará un estudio teórico de la mecánica orbital y de los sistemas de radiocomunicación por satélite.

Se pretende diseñar una aplicación de fácil uso y muy intuitiva para el usuario, que facilite el aprendizaje a los estudiantes de telecomunicación. Para ello, se implementará una interfaz gráfica, que permita una introducción de datos y una ejecución de la aplicación, sencilla.

Además, la representación de los distintos escenarios deberá ser muy descriptiva. Por lo tanto, será necesario mostrar en una representación 2D la situación de los diferentes satélites y las estaciones terrenas, dando la oportunidad al usuario de realizar tareas interactivas con la representación.

**Palabras clave:** JAVA, satélites, mecánica orbital, radiocomunicaciones, interfaz gráfica, docencia.





# Abstract

The aim of this work is the development of a graphical interface in JAVA for making easier the quality calculation of spatial communication links. Before developing the tool, a theoretical study about orbital mechanics and radio telecommunications systems have been carried out.

The application has been designed to be intuitive and user friendly, which facilitates the learning to the telecommunications students. Thus, a graphical user interface is provided for entering data, running the application and displaying results.

Besides, special care has been taken in the representation on different scenarios, scenes and results. Therefore, a 2D representation of the different satellites and stations on Earth might be shown, so far the user could carry on interactive tasks at the representation.

**Keywords:** JAVA, satellites, orbital mechanic, radio communications, graphic interface, teaching.



# Definición de Términos

**Acceso Múltiple:** Capacidad del satélite para operar con varias estaciones terrenas a la vez. A diferencia del multiplexado, requiere la coordinación entre las distintas estaciones terrenas que acceden al satélite.

**Antena Isotrópica:** Físicamente esta antena no existe, se define como una antena puntual que radía energía uniformemente en todas direcciones.

**Apogeo:** Es el punto más lejano a la Tierra de la órbita elíptica del satélite.

**Balance de Enlace:** Cálculo de potencias que permiten determinar la calidad de un enlace.

**Cenit:** Es la dirección desde el centro de la Tierra hasta el satélite.

**Circulador:** Dispositivo pasivo de microondas con tres puertas, numeradas 1, 2 y 3. Toda la potencia que incide en la puerta 1 se transmite a la puerta 2, la incidencia sobre la puerta 2 se transmite a la 3 y la incidencia sobre la puerta 3 se transmite a la 1. La transmisión en sentido inverso no se produce.

**Directividad:** En una antena se define como la relación entre la densidad de potencia radiada en una dirección, a una distancia, y la densidad de potencia que radiaría a la misma distancia una antena isotrópica, a igualdad de potencia total radiada.

**Elementos Orbitales:** Son los datos necesarios para determinar la forma, tamaño y orientación que tiene la órbita de un objeto en el espacio y que determinan su posición en cada instante.

**Elevación Mínima:** Es el ángulo con el que el terminal en el borde de la zona de cobertura ve al satélite.

**Figura de Mérito:** Se trata del factor de calidad del receptor, es conocida como la relación  $G/T$ , entre la ganancia de la antena y la temperatura de ruido del receptor, referida a la entrada del primer amplificador.

**GEO:** Abreviatura de Órbita Terrestre Geosíncrona, los satélites GEO orbitan a 35 848 km sobre el ecuador terrestre. A esa altitud el periodo de rotación del satélite es exactamente de 24 horas y, por lo tanto, parece estar siempre sobre el mismo lugar de la superficie del planeta.

**Guerra Fría:** Enfrentamiento político, económico, militar e informativo, que tuvo lugar desde 1945 hasta el fin de la URSS entorno a 1991. Dicho enfrentamiento se produjo entre los bloques occidental-capitalista liderado por USA y oriental-comunista liderado por la URSS.

**Hidrometeoro:** Fenómeno formado por un conjunto de partículas acuosas, líquidas o sólidas que caen a través de la atmósfera. Las partículas acuosas pueden estar en suspensión, ser remontadas por el viento desde la superficie terrestre o ser depositadas sobre objetos situados en la atmósfera libre. Entre los principales se encuentran la lluvia, llovizna, nieve, granizo, niebla, neblina, rocío, escarcha, chubasco y tromba.

**Latitud:** Distancia angular, medida sobre un meridiano, entre la línea ecuatorial y el paralelo de una localización terrestre.

**LEO:** Abreviatura de Órbita Terrestre Baja, los satélite LEO orbitan generalmente por debajo de los 5 035 km, y la mayoría de ellos se encuentran mucho más abajo, entre los 600 y los 1 600 km.

**Longitud:** Es la localización de un punto en la Tierra en sentido este u oeste respecto al meridiano de Greenwich.

**Magnetosfera:** Región próxima a la Tierra, justo por encima de la ionosfera.

**Meridiano:** Planos que contienen los polos de la Tierra, toman como referencia el meridiano de Greenwich.

**MEO:** Abreviatura de Órbita Terrestre Media, se trata de satélites que se encuentran a una altura de entre 10 075 y 20 150 km. A diferencia de los GEO, su posición relativa respecto a la superficie no es fija.

**Multiplexar:** Capacidad de la estación terrena para realizar varias comunicaciones simultáneamente.

**Nadir:** Es la dirección desde la posición del satélite hasta el centro de la Tierra.

**Nodo Ascendente:** Es el punto de la órbita en el que el satélite cruza el plano ecuatorial viajando hacia el norte.

**Nodo Descendente:** Es el punto de la órbita en el que el satélite cruza el plano ecuatorial viajando hacia el sur.

**Órbita:** Trayectoria que en el espacio recorre un cuerpo alrededor de otro de mayor masa, sometido a una fuerza gravitatoria.

**Paneles Solares:** Se encargan de transformar la energía solar directamente en electricidad mediante las células fotovoltaicas que forman los paneles.

**Paralelo:** La Tierra se divide en cortes paralelos al plano ecuatorial.

**Perigeo:** Es el punto más cercano a la Tierra de la órbita elíptica del satélite.

**Periodo Orbital,  $T$ :** Tiempo requerido por el satélite para completar una revolución y viajar  $2\pi$  rad.

**PIRE:** Potencia Isotrópica Radiada Equivalente, es calculada conociendo la potencia del emisor y la ganancia de la antena.

**Punto de Aries:** Dirección de la línea que une el centro de la Tierra con el centro del Sol en el equinoccio vernal, correspondiente al comienzo de la primavera en el hemisferio norte.

**Punto Subsatelital:** Es el punto en la superficie de la Tierra sobre el cual corta la recta que une el satélite con el centro de esta.

**Receptor Superheterodino:** Es un receptor de ondas de radio que utiliza un proceso de mezcla de frecuencias o heterodinación, para convertir la señal recibida en una frecuencia intermedia fija.

**Roaming:** Capacidad de operación de un móvil en un área de servicio distinta de aquella en la que se ha abonado inicialmente.

**Semilatus Rectum:** Es la distancia entre un foco y la misma elipse sobre una línea perpendicular al semieje mayor que pasa por el foco.

**Transpondedor:** Es un dispositivo utilizado en telecomunicaciones, cuyo nombre proviene de la fusión de las palabras inglesas *Transmitter* y *Responder*. Es la parte del satélite que realiza la conversión de frecuencias y la amplificación de la señal.

**Unión Europea (UE):** La UE es una asociación económica y política singular de 28 países europeos que abarcan juntos gran parte del continente. Surgió tras la Segunda Guerra Mundial y sus primeros pasos consistieron en impulsar la cooperación económica para disminuir las posibilidades de conflicto entre ellos.



# Glosario

<b>ADAS</b>	Advanced Driver Assistance Systems	Sistemas Avanzados de Asistencia al Conductor
<b>ASS</b>	Amateur Satellite Service	Servicio de Aficionados por Satélite
<b>API</b>	Application Programming Interface	Interfaz de Programación de Aplicaciones
<b>BER</b>	Bit Error Rate	Tasa de Error Binario
<b>BO</b>	Back-Off	Back-Off
<b>BR</b>	Radiocommunication Bureau	Oficina de Radiocomunicaciones
<b>BSS</b>	Broadcasting Satellite Service	Servicio de Radiodifusión por Satélite
<b>CNAF</b>		Cuadro Nacional de Atribución de Frecuencias
<b>CPU</b>	Central Processing Unit	Unidad Central de Procesamiento
<b>EES</b>	Earth Exploration Satellite Service	Servicio de Exploración Terrestre por Satélite
<b>ESA</b>	European Space Agency	Agencia Espacial Europea
<b>EUTELSAT</b>	European Telecommunications Satellite Organization	Organización Europea de Telecomunicaciones por Satélite
<b>FI</b>	Intermediate Frequency	Frecuencia Intermedia
<b>FSS</b>	Fixed Satellite Service	Servicio Fijo por Satélite
<b>GEO</b>	Geostationary Earth Orbit	Órbita Geoestacionaria
<b>GMAT</b>	General Mission Analysis Tool	Herramienta General de Análisis de la Misión
<b>GMES</b>	Global Monitoring for Environment and Security	Programa Europeo de Vigilancia de la Tierra
<b>GUI</b>	Graphical User Interface	Interfaz Gráfica de Usuario
<b>HEO</b>	Highly Elliptical Orbit	Órbita Altamente Elíptica

<b>ICO</b>	Intermediate Circular Orbit	Órbita Circular Intermedia
<b>INMARSAT</b>	International Maritime Satellite Organization	Organización Internacional de Telecomunicaciones Marítimas por Satélite
<b>INTELSAT</b>	International Telecommunications Satellite Consortium	Consortio Internacional de Telecomunicaciones por Satélite
<b>ISS</b>	Inter-Satellite Service	Servicio Entre Satélites
<b>JD</b>	Julian Day	Día Juliano
<b>JVM</b>	Java Virtual Machine	Máquina Virtual de Java
<b>LEO</b>	Low Earth Orbit	Órbita Baja Terrestre
<b>MEO</b>	Medium Earth Orbit	Órbita Media Terrestre
<b>MSS</b>	Mobile Satellite Service	Servicio Móvil por Satélite
<b>NASA</b>	National Aeronautics and Space Administration	Administración Nacional de la Aeronáutica y del Espacio
<b>PIRE</b>	Equivalent Isotropically Radiated Power	Potencia Isotrópica Radiada Equivalente
<b>RF</b>	Radio Frequency	Radio Frecuencia
<b>RRB</b>	Radio Regulations Board	Junta del Reglamento Radio
<b>RSS</b>	Radiodetermination Satellite Service	Servicio de Radiodeterminación por Satélite
<b>SOS</b>	Space Operation Service	Servicio de Operaciones Espaciales
<b>SRS</b>	Space Research Service	Servicio de Exploración Espacial
<b>STK</b>	Satellite Tool Kit	Kit de Herramientas de Satélite
<b>TIC</b>	Communications and Information Technology	Tecnologías de la Información y la Comunicación
<b>UE</b>	European Union	Unión Europea
<b>UT</b>	Universal Time	Tiempo Universal
<b>WARC</b>	World Administrative Radio Conference	Conferencia Mundial Administrativa de Radiocomunicaciones



# Índice general

<b>Resumen</b>	<b>VII</b>
<b>Abstract</b>	<b>IX</b>
<b>Definición de Términos</b>	<b>XI</b>
<b>Glosario</b>	<b>XV</b>
<b>1. Introducción</b>	<b>1</b>
1.1. Introducción . . . . .	1
1.2. Historia de los Satélites de Comunicaciones . . . . .	6
1.3. Motivación . . . . .	10
1.4. Objetivos . . . . .	10
1.5. Marco Regulador . . . . .	10
1.5.1. La Organización de la ITU . . . . .	11
1.5.2. La Regulación de la ITU . . . . .	12
1.5.3. Atribución de Frecuencias . . . . .	13
1.6. Entorno Social-Económico . . . . .	14
1.6.1. Horizonte 2020 . . . . .	14
1.6.2. Marco Financiero Europeo . . . . .	15
1.6.3. Beneficios Sociales de los Programas por Satélite Europeos . . . . .	17
1.7. Descripción de la Memoria . . . . .	17
<b>2. Estado del Arte</b>	<b>19</b>
2.1. STK . . . . .	19
2.2. Orekit . . . . .	20
2.3. GMAT . . . . .	20
2.4. Nuestra Herramienta . . . . .	21
<b>3. Aspectos Orbitales de los Satélites de Comunicaciones</b>	<b>23</b>
3.1. Leyes de Kepler . . . . .	23
3.1.1. Primera ley de Kepler . . . . .	23
3.1.2. Segunda ley de Kepler . . . . .	24
3.1.3. Tercera ley de Kepler . . . . .	24
3.1.4. Leyes de Newton . . . . .	25
3.2. Mecánica Orbital . . . . .	25
3.2.1. Ecuaciones de la Órbita . . . . .	25
3.2.2. Descripción de la Órbita . . . . .	29
3.2.3. Localización del Satélite en su Órbita . . . . .	30
3.2.4. Localización del Satélite con Respecto a la Tierra . . . . .	33

3.2.5.	Satélites con Igual Traza . . . . .	36
3.3.	Ángulos de Visión . . . . .	37
3.3.1.	Punto Subsatélite . . . . .	37
3.3.2.	Cálculo del Ángulo de Elevación . . . . .	39
3.3.3.	Cálculo del Ángulo de Azimut . . . . .	40
3.3.4.	Visibilidad . . . . .	42
3.3.5.	Ángulo de Cobertura . . . . .	42
<b>4.</b>	<b>Sistema de Radiocomunicación por Satélite</b>	<b>45</b>
4.1.	Estructura de un Sistema de Radiocomunicación por Satélite . . . . .	45
4.2.	Usos de los Satélites Artificiales . . . . .	46
4.3.	Consideraciones del Diseño . . . . .	47
4.3.1.	Órbita . . . . .	47
4.3.2.	Anillos de Radiación de Van Allen . . . . .	51
4.3.3.	Cobertura . . . . .	51
4.3.4.	Acceso Múltiple . . . . .	55
4.3.5.	Banda de Frecuencia y Ancho de Banda . . . . .	58
4.3.6.	Potencia . . . . .	59
4.4.	Enlace por Satélite . . . . .	59
4.4.1.	Subsistema de Comunicaciones de un Satélite . . . . .	60
4.4.2.	Ecuación Básica de Propagación . . . . .	61
4.4.3.	Pérdidas en Espacio Libre . . . . .	61
4.4.4.	Pérdidas por Despolarización . . . . .	61
4.4.5.	Factor de Pérdidas por Polarización . . . . .	62
4.4.6.	Pérdidas por Desapuntamiento . . . . .	63
4.4.7.	Ganancia de una Antena . . . . .	64
4.4.8.	Ruido Térmico . . . . .	64
4.4.9.	Pérdidas Atmosféricas . . . . .	68
4.4.10.	Atenuación por Lluvia . . . . .	68
4.4.11.	Calidad de un Sistema de Telecomunicación por Satélite . . . . .	72
<b>5.</b>	<b>Desarrollo de la Herramienta</b>	<b>77</b>
5.1.	Lenguaje de Programación . . . . .	77
5.1.1.	MATLAB . . . . .	77
5.1.2.	JAVA . . . . .	78
5.1.3.	Elección del Lenguaje . . . . .	78
5.2.	Estructura de la Herramienta . . . . .	79
5.3.	GUI . . . . .	80
5.3.1.	Clase Ventana . . . . .	80
5.3.2.	Clase VentanaMecanicaOrbital . . . . .	83
5.3.3.	Clase VentanaBalanceEnlace . . . . .	87
5.3.4.	Clase VentanaInformacion . . . . .	91
5.3.5.	Barra de Menú . . . . .	92
5.4.	Movimiento del Satélite . . . . .	93
5.4.1.	Clase MovimientoSatelite . . . . .	93
5.5.	Representación 2D . . . . .	95
5.5.1.	Clase ProyeccionCilindricaEquidistante . . . . .	95
5.5.2.	Clase JPanelSatelite . . . . .	97
5.5.3.	Clase JPanelEstacionTerrena . . . . .	98

5.5.4. Clase JPanelRepresentacion . . . . .	98
5.5.5. Clase ProyeccionGraficar . . . . .	99
<b>6. Resultados y Validación</b>	<b>107</b>
6.1. Pruebas de la Mecánica Orbital . . . . .	107
6.1.1. Prueba 1 . . . . .	107
6.1.2. Prueba 2 . . . . .	109
6.1.3. Prueba 3 . . . . .	110
6.2. Pruebas de los Balances de Enlace . . . . .	111
6.2.1. Prueba 1 . . . . .	111
6.2.2. Prueba 2 . . . . .	113
6.2.3. Prueba 3 . . . . .	115
6.2.4. Prueba 4 . . . . .	115
6.2.5. Prueba 5 . . . . .	117
6.3. Pruebas del Funcionamiento Completo de la Herramienta . . . . .	119
6.3.1. Prueba 1 . . . . .	119
6.3.2. Prueba 2 . . . . .	119
<b>7. Conclusiones y Trabajos Futuros</b>	<b>121</b>
7.1. Conclusiones . . . . .	121
7.2. Trabajos Futuros . . . . .	122
<b>A. Planificación</b>	<b>125</b>
<b>B. Presupuesto</b>	<b>133</b>
<b>C. Diagrama de Flujo de los Escenarios de la Clase JPanelB2</b>	<b>137</b>
<b>D. Manual de Uso</b>	<b>145</b>
<b>E. Summary</b>	<b>159</b>
<b>Bibliografía</b>	<b>187</b>



# Índice de figuras

1.1.	Ejemplo de comunicación a distancia mediante señales de humo . . . . .	1
1.2.	Antonio Meucci, inventor del teléfono . . . . .	2
1.3.	Tres satélites en órbita geoestacionaria, como propuso Arthur C. Clarke en 1945 . . . . .	3
1.4.	Funcionamiento de satélite como repetidor de la señal . . . . .	4
1.5.	Esquema de repetidor activo y repetidor pasivo . . . . .	5
1.6.	Ejemplo de una red de comunicaciones móviles personales provista por satélites LEO . . . . .	7
1.7.	Sputnik I . . . . .	8
1.8.	Evolución de satélites INTELSAT . . . . .	9
1.9.	Las tres regiones de la ITU . . . . .	11
1.10.	Infografía de la regulación del espectro . . . . .	14
1.11.	Comparación de los compromisos entre el periodo 2007-2013 y el periodo 2014-2020 . . . . .	15
1.12.	Marco Financiero del periodo 2014 - 2020 . . . . .	16
2.1.	Captura de la aplicación STK (huella del satélite) . . . . .	19
2.2.	Estructura de las librerías de Orekit . . . . .	20
2.3.	Captura de la aplicación GMAT . . . . .	20
3.1.	Primera ley de Kepler . . . . .	23
3.2.	Segunda ley de Kepler . . . . .	24
3.3.	Tercera ley de Kepler . . . . .	24
3.4.	Sistema de coordenadas rectangulares de la posición de un satélite con origen en el centro de la Tierra . . . . .	26
3.5.	Sistema de coordenadas del plano orbital. Los ejes $x_o$ e $y_o$ se encuentran en el plano orbital y el eje $z_o$ es perpendicular a él . . . . .	27
3.6.	Coordenadas polares en el plano de la órbita . . . . .	28
3.7.	Representación de la órbita en el plano orbital . . . . .	30
3.8.	Círculo circunscrito a la órbita . . . . .	31
3.9.	Sistema geocéntrico ecuatorial . . . . .	33
3.10.	Ascensión recta del nodo ascendente $\Omega$ y argumento del perigeo $\omega$ . . . . .	34
3.11.	Relación entre $(x_o, y_o, z_o)$ y $(x_i, y_i, z_i)$ tras aplicar la transformación lineal . . . . .	35
3.12.	Relación entre sistema de coordenadas rotativo $(x_r, y_r, z_r)$ y sistema geocéntrico ecuatorial $(x_i, y_i, z_i)$ . . . . .	36
3.13.	Ángulo de azimut y ángulo de elevación . . . . .	37
3.14.	Relación entre las coordenadas del sistema rotativo $(x_r, y_r)$ y la longitud $l_S$ del punto subsatélite . . . . .	38
3.15.	Geometría para el cálculo del ángulo de elevación . . . . .	39

3.16. Geometría del cálculo del azimut . . . . .	41
3.17. Geometría del problema de la visibilidad . . . . .	43
3.18. Ángulo de cobertura proyectado sobre la Tierra (ángulo central, $\gamma$ ) . . . . .	43
4.1. Estructura del Sistema . . . . .	45
4.2. Ubicaciones de satélites más usuales . . . . .	48
4.3. Representación de la órbita de tipo Molniya . . . . .	51
4.4. Ejemplo de cobertura global . . . . .	52
4.5. Ejemplo de cobertura global en función del ángulo de elevación . . . . .	52
4.6. Ejemplo de cobertura reducida . . . . .	53
4.7. Ejemplo de cobertura multihaz con haces separados . . . . .	53
4.8. Ejemplo de cobertura multihaz con haces contiguos . . . . .	54
4.9. Ejemplo de cobertura multihaz con solapamiento de haces . . . . .	54
4.10. Sistema de acceso múltiple FDMA . . . . .	55
4.11. Sistema de acceso múltiple TDMA . . . . .	55
4.12. Sistema de acceso múltiple CDMA . . . . .	56
4.13. Estructura del acceso múltiple por división en frecuencia (FDMA) . . . . .	56
4.14. Estructura del acceso múltiple por división en el tiempo (TDMA) . . . . .	57
4.15. Estructura del acceso múltiple por división en código (CDMA) . . . . .	58
4.16. Diagrama de bloques simplificado de un transpondedor de un satélite de comunicaciones . . . . .	60
4.17. Modelo básico de propagación . . . . .	61
4.18. Modelo para calcular las pérdidas por despolarización . . . . .	62
4.19. Modelo para calcular las pérdidas por desapuntamiento . . . . .	63
4.20. Modelo general de sistema receptor para cálculo de la temperatura del receptor . . . . .	65
4.21. Temperatura de ruido de la antena de la estación terrena con cielo despejado . . . . .	66
4.22. Temperatura de ruido de la antena de la estación terrena con lluvia . . . . .	67
4.23. Temperatura de ruido del sistema . . . . .	67
4.24. Representación esquemática de un trayecto Tierra-espacio con indicación de los parámetros que se utilizarán en el proceso de predicción de la atenuación . . . . .	69
4.25. Altura de la isoterma de 0°C . . . . .	70
4.26. Índice de pluviosidad (mm/h) sobrepasado durante el 0,01 % del año medio . . . . .	71
4.27. Modelo general de un sistema de comunicaciones por satélite para realizar el cálculo del balance de enlace . . . . .	72
4.28. Modelo para determinar la potencia total de ruido $n_{tot}$ . . . . .	74
5.1. Esquema general del flujo de ejecución de la herramienta . . . . .	79
5.2. Ventana principal del programa . . . . .	81
5.3. JOptionPane que verifica si el usuario desea cerrar la aplicación . . . . .	82
5.4. División de la ventana principal del programa mediante GridBagLayout . . . . .	82
5.5. Barra de menú de la ventana principal . . . . .	83
5.6. Ventana interna de la mecánica orbital sobre el JFrame principal . . . . .	83
5.7. División de la ventana interna de la mecánica orbital . . . . .	84
5.8. Ventana interna donde se muestran los campos para introducir los parámetros del número de satélites y la fecha . . . . .	84
5.9. Ejemplo de datos introducidos de manera incorrecta . . . . .	85
5.10. Ventana interna donde se muestran los campos para introducir los parámetros de la mecánica orbital . . . . .	85
5.11. Ventana interna del balance de enlace sobre el JFrame principal . . . . .	87

5.12. División de la ventana interna del balance de enlace . . . . .	88
5.13. Diferentes estados del JPanelB1 . . . . .	88
5.14. Algunos de los paneles que componen la clase JPanelB2 . . . . .	89
5.15. JOptionPane que da la oportunidad de introducir pérdidas adicionales al usuario . . . . .	90
5.16. Ventana interna que muestra el menú de las pérdidas adicionales . . . . .	90
5.17. Ejemplos de algunos de los paneles que componen las pérdidas adicionales . . . . .	91
5.18. Ventana interna de información . . . . .	92
5.19. Menú Archivo . . . . .	92
5.20. Menú Ayuda . . . . .	93
5.21. Menú Simular . . . . .	93
5.22. Estructura de datos [] [] resultado . . . . .	94
5.23. Diagrama de ejecución de la clase MovimientoSatelite . . . . .	95
5.24. Ejemplo de JDialog en tiempo de ejecución . . . . .	96
5.25. Secciones del layout GridBagLayout del JDialog . . . . .	97
5.26. Panel de la clase JPanelSatelite . . . . .	97
5.27. Panel de la clase JPanelEstacionTerrena . . . . .	98
5.28. Panel de la clase JPanelRepresentacion, a la izquierda se muestra el panel con la representación sin pausar y a la derecha se muestra el panel con la representación pausada . . . . .	99
5.29. Proceso para crear una proyección cilíndrica equidistante . . . . .	100
5.30. Numeración de los píxeles en JAVA . . . . .	100
5.31. Ejemplo de viñetas mostrados mediante eventos de ratón . . . . .	101
5.32. Plano de constelación GPS donde se muestra la traza de los satélites en color amarillo . . . . .	103
5.33. Plano de constelación GPS que acaba de cambiar su fecha de inicio y ha borrado las huellas de los satélites que había de la fecha de inicio anterior . . . . .	104
5.34. Diagrama de flujo del hilo de la clase ProyeccionGraficar . . . . .	105
6.1. Comparación entre órbitas Tundra . . . . .	110
6.2. Comparación entre órbitas GPS . . . . .	110
6.3. Variación de los ángulos de visión en función de la posición de la estación terrena . . . . .	119
6.4. Resultados de los parámetros de calidad del enlace en tiempo de ejecución . . . . .	119
B.1. Costes de personal . . . . .	133
B.2. Costes de amortizaciones . . . . .	134
B.3. Costes directos totales . . . . .	134
B.4. Costes indirectos . . . . .	135
B.5. Costes totales del trabajo fin de grado . . . . .	135
C.1. Diagrama de flujo del escenario 1 . . . . .	138
C.2. Diagrama de flujo del escenario 2 . . . . .	139
C.3. Diagrama de flujo del escenario 3 . . . . .	140
C.4. Diagrama de flujo del escenario 4 . . . . .	141
C.5. Diagrama de flujo del escenario 5 . . . . .	142
C.6. Diagrama de flujo del escenario 6 . . . . .	143
D.1. Directorio donde se encuentra el fichero simuladorSatelital.jar . . . . .	145
D.2. Área de trabajo . . . . .	146

D.3. Ventana interna Mecánica Orbital . . . . .	146
D.4. Ventana interna Mecánica Orbital mostrada cuando el botón pulsado es el de crear una constelación . . . . .	147
D.5. Ventana interna Mecánica Orbital mostrada cuando el botón pulsado es el de aceptar . . . . .	147
D.6. Ventana interna Mecánica Orbital mostrada cuando el botón pulsado es el de introducir satélites . . . . .	148
D.7. Ventana interna Mecánica Orbital mostrada cuando el botón pulsado es el de aceptar . . . . .	149
D.8. Ventana interna mostrada al pulsar el botón de Balance de Enlace . . . . .	149
D.9. Ventana interna mostrada tras seleccionar el escenario 1 . . . . .	150
D.10. Ventana interna de localización del escenario 1 . . . . .	150
D.11. Ventana interna de los equipos de transmisión del terminal móvil del esce- nario 1 . . . . .	151
D.12. Ventana interna de la figura de ruido del satélite del escenario 1 . . . . .	151
D.13. Panel 1/3 de la figura de mérito del satélite del escenario 1 . . . . .	152
D.14. Panel 2/3 de la figura de mérito del satélite del escenario 1 . . . . .	152
D.15. Panel 3/3 de la figura de mérito del satélite del escenario 1 . . . . .	153
D.16. Ventana informativa para elegir si introducir las pérdidas adicionales . . . . .	153
D.17. Ventana de las pérdidas adicionales . . . . .	153
D.18. Ventana interna de información . . . . .	154
D.19. Barra de menú . . . . .	154
D.20. Menú Archivo . . . . .	155
D.21. Menú Ayuda . . . . .	155
D.22. Menú Simular . . . . .	155
D.23. Pantallazo de la ventana de representación . . . . .	156
D.24. Pantallazo del panel representación en tiempo de ejecución, sin pausar . . . . .	157
D.25. Pantallazo del panel representación en tiempo de ejecución, pausado . . . . .	158
E.1. Sputnik I . . . . .	161
E.2. Financial Framework . . . . .	164
E.3. European commitments . . . . .	165
E.4. STK application . . . . .	165
E.5. OREKIT libraries . . . . .	166
E.6. GMAT application . . . . .	166
E.7. First Kepler law . . . . .	167
E.8. Second Kepler law . . . . .	167
E.9. Circumscribed circle . . . . .	169
E.10. Locating the orbit in the geocentric equatorial system . . . . .	170
E.11. Geometry of elevation angle calculation . . . . .	172
E.12. General outline of the flow of execution of the tool . . . . .	179



# Índice de tablas

1.1.	División del espectro radioeléctrico, bandas de frecuencia . . . . .	12
1.2.	Rangos generales de frecuencia no especificados por región . . . . .	13
2.1.	Tabla comparativa entra las diferentes herramientas analizadas . . . . .	21
3.1.	Fórmulas para calcular el ángulo de azimut . . . . .	42
4.1.	Análisis Comparativo de las Distintas Opciones Orbitales . . . . .	50
5.1.	Estructura de un objeto tipo MecanicaOrbital . . . . .	86
5.2.	Posible estructura de un objeto tipo BalanceEnlace . . . . .	91
5.3.	Estructura de un array de MovimientoSatelite . . . . .	102
6.1.	Parámetros orbitales de la prueba 1 . . . . .	107
6.2.	Comparación entre la aplicación y el problema numérico, prueba 1 mecánica orbital . . . . .	109
6.3.	Parámetros orbitales de la prueba 2 . . . . .	109
6.4.	Parámetros orbitales de la prueba 3 . . . . .	111
6.5.	Comparación entre la aplicación y el problema numérico, prueba 1 balance de enlace . . . . .	113
6.6.	Valores de la atenuación, prueba 2 balance de enlace . . . . .	114
6.7.	Comparativa de la absorción por lluvia, prueba 2 balance de enlace . . . . .	115
6.8.	Comparativa de la absorción atmosférica, prueba 3 balance de enlace . . . . .	115
6.9.	Comparación entre la aplicación y el problema numérico, prueba 4 balance de enlace . . . . .	117
6.10.	Comparación entre la aplicación y el problema numérico, prueba 5 balance de enlace . . . . .	118
A.1.	Número total de días y horas dedicados al proyecto, desglosado por tareas . . . . .	125
E.1.	ITU frequency bands . . . . .	163
E.2.	Frequency allocation . . . . .	163
E.3.	Orbital elements . . . . .	181
E.4.	Comparison between the application and the numerical problem . . . . .	182
E.5.	Comparison between the application and the numerical problem . . . . .	184



# Capítulo 1

## Introducción

### 1.1. Introducción

La comunicación forma parte de la naturaleza humana, desde tiempos inmemoriales el ser humano ha sentido la indispensable necesidad de comunicarse, mostrando esta máxima facultad para ello. La facultad y la necesidad permitieron el surgimiento de la escritura, lo que supuso el comienzo de la historia humana [1].

En el año 3500 a.C. la comunicación únicamente era posible mediante la representación de signos abstractos sobre papel, hecho de hojas de árboles, o en piedras [2]. Desde dos mil a.C., datan los primeros usos de la telegrafía óptica en Mesopotamia. En las inscripciones cuneiformes de Mari pueden observarse testimonios del empleo del fuego para la transmisión de señales a distancia [3].



Figura 1.1: Ejemplo de comunicación a distancia mediante señales de humo [2]

La Humanidad se ha visto obligada a comunicarse a distancia de manera rápida, con la finalidad de conocer noticias relevantes con la mayor brevedad posible, la mayoría de ellas relacionadas con fines bélicos. En sus albores la tecnología disponible era muy limitada, utilizaban señales acústicas o visuales, pudiendo alcanzar únicamente distancias relativamente pequeñas [3].

Un milenio a.C., tanto el antiguo imperio Romano como el Griego eran capaces de transmitir mensajes utilizando señales de fuego, dicho sistema solo permitía la comunicación por la noche y con unas condiciones climatológicas favorables [2].

Etimológicamente hablando, telecomunicación se define como la comunicación a distancia entre lugares alejados. Comunicación, es todo proceso de transferencia de información entre una fuente y un consumidor [4].

Por consiguiente, la escritura podría considerarse como uno de los primeros intentos de telecomunicación, debido a que conserva la información de manera permanente, esto permite la comunicación a cualquier tiempo futuro, además, puede ser utilizada como comunicación a cualquier lugar distante siempre que sea posible su transporte físico. Por lo tanto, la comunicación a distancia o telecomunicación, puede ser considerada al menos tan antigua como la historia [1].

Puede establecerse el inicio de la telecomunicación como sistema organizado a principios del siglo XIX, a partir de la Revolución Francesa con la invención de un nuevo sistema de comunicación, el telégrafo óptico, desarrollado por *Claude Chappe* [2], [5].

A mitad del siglo XIX se desarrolla el telégrafo eléctrico, fue el primer sistema de transmisión basado en la electricidad y con él se abre lo que hoy se reconoce como la era de las telecomunicaciones [1].

En 1876 aparece el teléfono, inicialmente invento atribuido a *Alexandre Graham Bell*, sin embargo, en junio de 2002 el Congreso de Estados Unidos reconoció como inventor del teléfono al inmigrante italiano *Antonio Meucci*. En un principio es considerado artículo de lujo, aunque rápidamente se le encuentra aplicación como dispositivo de uso fácil sin necesidad de la ayuda de un especialista [2], [5].



Figura 1.2: Antonio Meucci, inventor del teléfono [2]

En 1901, el italiano *Marconi* realiza los primeros experimentos de transmisión a larga distancia utilizando ondas radio, es el inicio de los sistemas radio móvil. Inicialmente su aplicación más importante es en la navegación, ya que permitía por primera vez a un barco pedir socorro [1], [2].

En las vísperas de la Navidad de 1947 los Laboratorios Bell hacen la primera demostración práctica de un nuevo dispositivo, el transistor. La invención del transistor junto con el desarrollo de los circuitos integrados en 1953 por *Jack Kilby*, puso las bases de la actual revolución en la microelectrónica, que ha propiciado la reducción de tamaño y precio, que a su vez, ha permitido la popularización de muchos dispositivos [2], [4].

Durante la Segunda Guerra Mundial y como consecuencia del desarrollo del radar, se consiguen generar ondas de microondas, estas ondas permiten obtener grandes anchos de banda y de este modo posibilitar la transmisión de cientos de comunicaciones. Sin embargo, para las comunicaciones internacionales era necesario recurrir a los cables coaxiales submarinos [1].

Gracias a todos estos avances en 1957, la Unión Soviética, pone en órbita el primer satélite artificial de la Tierra, el Sputnik 1, no obstante, la idea de los satélites de comunicaciones en la órbita Geoestacionaria - Geostationary Earth Orbit (GEO), la propuso el novelista de ciencia-ficción *Arthur C. Clarke* en la revista “*Wireless World*” en 1945 [1], [4].



Figura 1.3: Tres satélites en órbita geoestacionaria, como propuso Arthur C. Clarke en 1945

Por lo tanto, podemos definir un satélite de comunicaciones como un dispositivo lanzado desde la Tierra que órbita alrededor de esta, el cual se utiliza para establecer radioenlaces de microondas entre dos estaciones separadas ampliamente en la Tierra, ya sean fijas o móviles, haciendo de repetidor de la señal como se muestra en la figura 1.4 [6], [7].

Dichos repetidores pueden ser considerados activos o pasivos (figura 1.5):

- **Repetidores pasivos:** Se limitan a retransmitir la señal en otra frecuencia sin llevar a cabo ninguna otra tarea. El cambio de frecuencia entre el enlace ascendente y descendente se obtiene por un mezclador con un oscilador local modulando una nueva portadora [8], [9].
- **Repetidores activos:** La señal recibida del enlace ascendente es demodulada en banda base y posteriormente procesada. Una vez realizados estos dos pasos, se vuelve a modular a la frecuencia de la portadora del enlace descendente [8], [9].

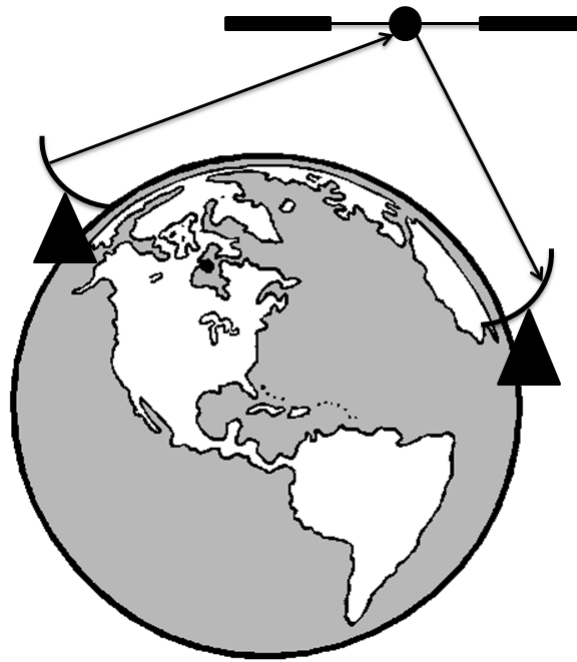


Figura 1.4: Funcionamiento de satélite como repetidor de la señal

En la actualidad, los satélites de comunicaciones se han convertido en una parte esencial de las telecomunicaciones globales, ya que permiten transportar grandes cantidades de datos y tráfico telefónico a nivel mundial. No obstante, estos pueden desempeñar muchas otras funciones aparte de la de ser meros repetidores de la señal, como por ejemplo: sistemas de posicionamiento global, procesamiento de la información, teledetección, instalaciones de conmutación, entre otras. Dichas actividades vienen determinadas por la misión del satélite y su carga útil [6].

En el tiempo presente, nos encontramos ante la Sociedad de la Información, la cual ha provocado un desarrollo constante de las Tecnologías de la Información y la Comunicación (TIC), provocando que la sociedad las interiorice de tal manera que le resulte indispensable su uso. Esto ha generado un auge de las comunicaciones y la necesidad de los usuarios de estar constantemente conectados, creando nuevos escenarios en los que hay que ofrecer servicios de comunicación.

Hoy en día un usuario que se encuentra lejos de las líneas telefónicas o fuera del alcance de un sistema celular, por ejemplo, en el desierto, en alta mar, en la montaña, etc., podría

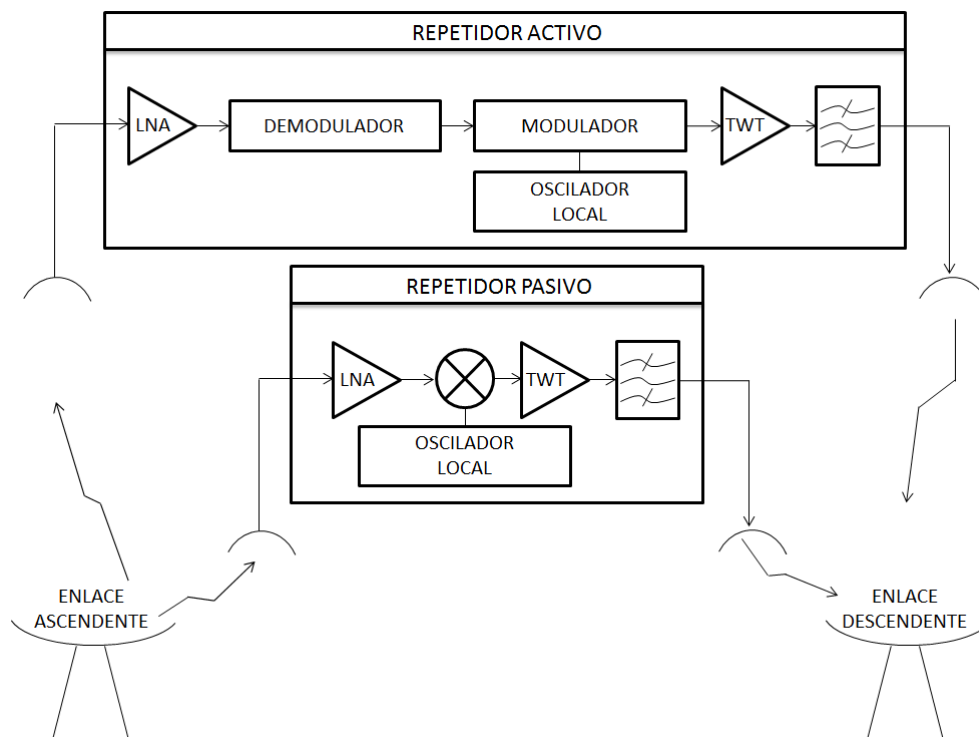


Figura 1.5: Esquema de repetidor activo y repetidor pasivo

verse dificultado a la hora de querer realizar una llamada telefónica o acceder a Internet.

Históricamente este problema se ha intentado solucionar utilizando satélites en la órbita Geoestacionaria - Geostationary Earth Orbit (GEO). Un satélite GEO es aquel que se encuentra en una órbita circular a un altura de 36 000 km. sobre la Tierra y en el plano ecuatorial, dicho satélite tiene la misma velocidad angular que la Tierra y se desplaza en similar dirección [6], [9].

Por lo tanto, el seguimiento del satélite queda reducido a un punto en el ecuador, que para un observador en la Tierra siempre está inmóvil en el cielo, siendo entonces el proceso de sincronización entre las estaciones terrenas y el satélite simple. Esto permite colocar una antena fija en Tierra apuntando al satélite sin necesidad de realizar seguimientos del mismo [6], [9].

Además, con tan solo tres satélites geoestacionarios separados en longitud  $120^\circ$  es posible cubrir prácticamente todas las zonas de la Tierra, a excepción de los polos. Sin embargo, la órbita geoestacionaria supone una latencia elevada, el retardo de propagación entre estación y satélite es de al menos 120 ms., llegando a ser de por lo menos medio segundo en una comunicación ida y retorno, esto resulta insostenible para aplicaciones en tiempo real. Si a dicha latencia le sumamos los voluminosos terminales y las grandes antenas necesarias, es de esperar que se busquen otras soluciones más adecuadas, siendo esta la razón de la aparición de los satélites en Baja Órbita Terrestre - Low Earth Orbit (LEO) [6], [8], [9], [10].

Los satélites LEO orbitan generalmente por debajo de los 5 000 km., estando la mayoría de ellos entre los 500 y los 1 600 km., se desplazan a una velocidad de avance lineal de

alrededor de 7,1 km/s., esto permite que cualquier terminal en la Tierra, ya sea móvil o fijo, puede suponerse como un objeto estático en una constelación de satélites LEO [6], [10].

Gracias a su baja altura, presentan la ventaja de minimizar considerablemente el retardo de propagación, esto resulta de gran interés para algunos servicios, típicamente de voz. Sin embargo, debido a su alta velocidad un satélite solamente es visible desde la Tierra durante un periodo muy corto de tiempo, lo que provoca una limitación en el tiempo de comunicación. Para solventar el problema de seguimiento de los satélites LEO, se crean redes que contienen un gran número de satélites conectados por enlaces y que trabajan de manera conjunta, estas redes son conocidas como constelaciones [9].

Por ejemplo, un satélite LEO situado a 800 km. de altitud, necesita sobre 100 minutos para dar una vuelta completa a la Tierra. En tal situación, el mayor periodo de visibilidad que daría el satélite a un usuario antes de ponerse por el horizonte, dependiendo del ángulo de elevación, sería de unos nueve minutos o menos, para garantizar la comunicación el usuario debería hacer handover a otro satélite de la constelación que tendría que estar apareciendo por el horizonte. Como puede observarse, los valores de elevación y azimut de las estaciones terrenas transmisora y receptora están cambiando constantemente, obligando a estas a realizar un seguimiento de los satélites de la constelación [6].

Otra de las ventajas más importante de los satélites LEO es el menor tamaño de sus terminales en comparación con los satélites GEO [8]. Desde un punto de vista del usuario, lo deseable sería poder utilizar terminales de bolsillo, en los que el retardo fuera prácticamente despreciable y se garantizara el servicio en cualquier punto de la Tierra, incluidos los polos. Por consiguiente, se puede observar que la mejor solución es el empleo de satélites LEO frente a los GEO en el escenario propuesto (figura 1.6).

Por lo tanto, los satélites son una alternativa potente a otros sistemas de comunicación. No obstante, los equipos de comunicación y control deben tener una fiabilidad elevada, pues en numerosas ocasiones puede llegar a ser imposible su reparación, pudiendo llegar a provocar la pérdida del satélite. Además, estos tienen una vida limitada y existe un riesgo de destrucción total en el lanzamiento, aunque en general son económicamente viables [7].

No deben entenderse como un sustituto, sino que se tienen que contemplar como un complemento a los sistemas tradicionales, por ejemplo, el empleo de cable submarino más satélite, o disponer de satélites donde no sea posible desplegar la infraestructura tradicional porque resulte excesivamente cara [7], [9].

## 1.2. Historia de los Satélites de Comunicaciones

La historia de los satélites de comunicaciones es relativamente reciente, tiene alrededor de 50 años. Se podría decir que todo comenzó con *Hermann Noordung* en 1929, que explicó en su publicación “*The Problem of Space Flight*” el procedimiento para explotar el espacio a grandes rasgos, además de describir el concepto de órbita geoestacionaria [8], [11].

Sin embargo, la primera referencia a lo que son hoy los satélites la hizo en octubre de 1945 el escritor británico de ciencia ficción *Arthur C. Clarke* que publicó en la revista *Wireless World* el artículo “*Extraterrestrial Relays*”, en dicho artículo describe el posible



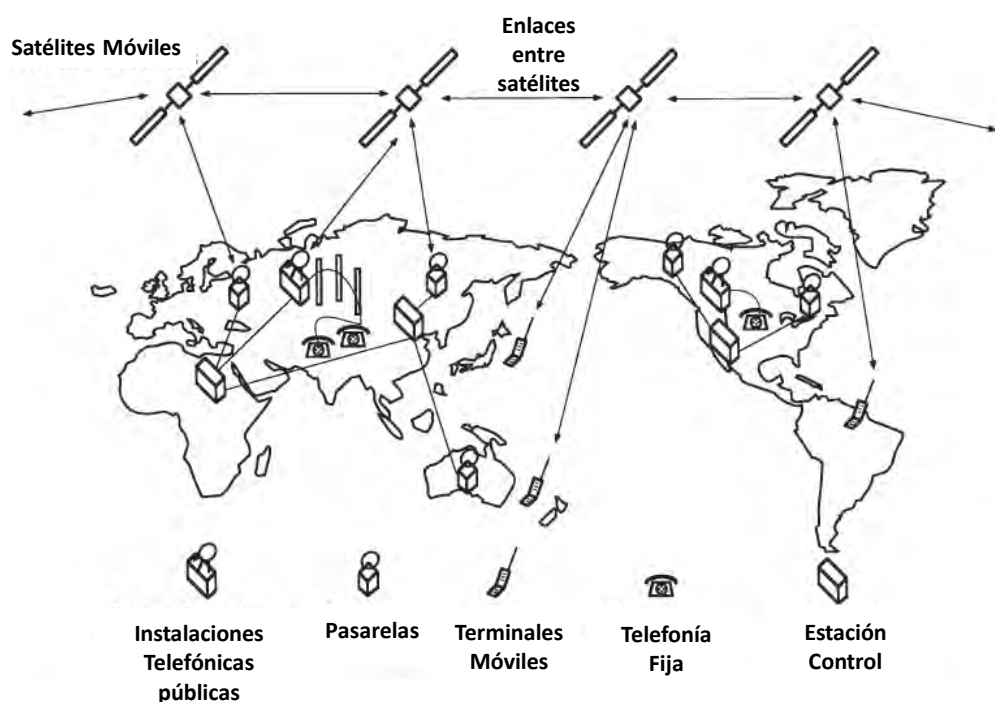


Figura 1.6: Ejemplo de una red de comunicaciones móviles personales provista por satélites LEO, modificado de [6]

uso de la órbita geoestacionaria para comunicaciones, ya que mediante el uso de tres estaciones repetidoras, con una separación de  $120^\circ$  entre sí, se podría cubrir la mayor parte de la superficie terrestre [8], [12].

Podemos considerar el inicio de la era espacial, en octubre de 1957, con el lanzamiento del *Sputnik I* (figura 1.7) en una órbita de baja altura por parte de la URSS. Este satélite únicamente era capaz de transmitir un tono intermitente, permaneciendo solamente en funcionamiento durante 21 días. En noviembre de ese mismo año se lanza el *Sputnik II*, encargado de transportar al primer ser vivo al espacio, a bordo se encontraba la perra *Laika* [8], [9], [11].

El enorme éxito mundial de la URSS aceleró los esfuerzos de EEUU, creando en 1958 la National Aeronautics and Space Administration (NASA), además de lanzar los satélites *Explorer* y *Score*, en plena época de Guerra Fría. El satélite *Score* puede considerarse como el primer satélite de comunicaciones, aunque pasivo, pues disponía de un transmisor que radiaba la información contenida en un magnetófono, dicha información estaba constituida por el mensaje de Navidad para el pueblo americano del presidente *Eisenhower*. Las baterías del satélite fallaron a los 35 días [4], [8], [9], [11].

Entre los años 1960 y 1964, EEUU pone en órbita los satélites *Echo I* y *Echo II*, estos

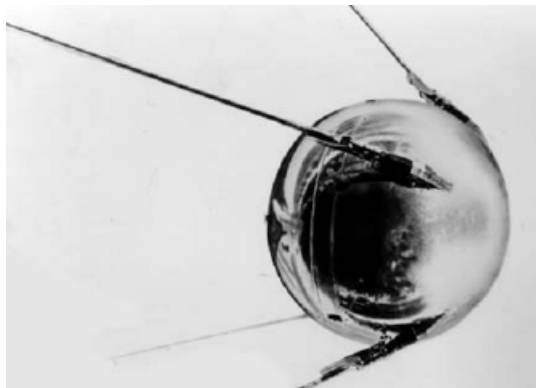


Figura 1.7: Sputnik I [12]

satélites eran simples repetidores pasivos (AT&T) encargados de reflejar las señales recibidas de la estación terrena transmisora. Uno de sus puntos más reseñables era la ausencia de baterías, pues utilizan como fuente de energía paneles solares [8], [9].

De 1962 a 1963, EEUU envió los satélites *Telstar I* y *Telstar II*, los cuales empleaban transpondedores de AT&T. Tienen como misión dar servicio de telefonía y realizar transmisiones televisivas en tiempo real entre EEUU y Europa [8], [11].

Posteriormente de 1963 a 1964, EEUU lanzó los tres primeros satélites geoestacionarios *Syncom I*, *Syncom II* y *Syncom III*. El primero de ellos falló en el lanzamiento, mientras que el tercero fue utilizado para la retransmisión de los Juegos Olímpicos de Tokio en agosto del año 1964 [8], [11].

En 1964 surge la organización International Telecommunications Satellite Consortium (INTELSAT), compuesta por 11 países, como consecuencia de la fase de expansión de la explotación comercial en el mundo occidental. En 1973 se convierte en organización intergubernamental y es privatizada en julio de 2001. En la actualidad participan en ella más de 109 países [7], [8].

En abril de 1965, la organización INTELSAT lanza su primer satélite el *INTELSAT I*, conocido como “Early Bird”. Este satélite tenía una vida prevista de 18 meses, pero al final tuvo una duración de 4 años, pudiendo reactivarse en junio de 1969 para ayudar al *Apolo 11*. En ese mismo año la URSS despliega el sistema *Molniya*, siendo la primera red satelital doméstica. Esta red consistía en una serie de 4 satélites en órbitas elípticas, dichas órbitas permitían cubrir las regiones polares, cada satélite proporcionaba una cobertura de 6 horas [8], [9], [11].

La European Space Agency (ESA) es creada en mayo de 1975, se trata de una organización intergubernamental dedicada al desarrollo y explotación espacial, en la actualidad está formada por veinte países miembros. Su principal misión es elaborar el programa espacial europeo y llevarlo a cabo, para que los ciudadanos europeos sigan obteniendo beneficios. La ESA también trabaja en estrecha colaboración con otras organizaciones espaciales no europeas [13].

En 1982 la ESA comienza sus lanzamientos del programa European Telecommunications Satellite Organization (EUTELSAT). EUTELSAT es una organización internacional

Satélite	INTELSAT I	INTELSAT II	INTELSAT III	INTELSAT IV	INTELSAT V	INTELSAT VI
1er lanza.	1965	1967	1968	1971	1980	1986
Peso (kg)	34	76	152	595	1020	1800
Pot (W)	46	85	125	569	1220	2100
BW (tot) MHz	50	130	360	450	2250	3360
#Circ.Telef.	240	240	1500	5000	24000	33000



Figura 1.8: Evolución de satélites INTELSAT [8]

<http://www.intelsat.com/flash/coverage-maps/covmaphome.htm>

creada en 1977 y formalmente establecida en 1985. Su propósito es el de operar satélites para comunicaciones tanto fijas como móviles en el continente europeo. Sus miembros iniciales fueron 17 estados entre los que se encontraba España, en la actualidad EUTELSAT opera 34 satélites geoestacionarios que llegan a dos tercios de la población mundial [8], [11], [14].

International Maritime Satellite Organization (INMARSAT) es una organización internacional fundada en 1979 con el fin de mejorar las comunicaciones marítimas e incrementar la seguridad gracias a los satélites. Su gestión es llevada a cabo por la ESA mediante satélites alquilados. Actualmente se encuentra formada por un total de once satélites [8], [15].

En julio de 1989 se crea la sociedad HISPASAT, en la que participan empresas españolas del sector de las telecomunicaciones y del mundo financiero e industrial, con la finalidad de dar soporte a las comunicaciones vía satélite entre España y América. No es hasta 1992 cuando se lanza el primer satélite, el *Hispasat 1A* situado en la posición orbital española de 30° Oeste [8], [16].

Las tendencias actuales van dirigidas hacia las constelaciones LEO, como pueden ser *IRIDIUM*, *GLOBSTAR* o hacia las constelaciones Medium altitude Earth Orbit (MEO), como *Intermediate Circular Orbit (ICO)*. También existen otras tendencias con fines específicos como pueden ser las misiones de investigación espacial, meteorología (METEOSAT), radiodeterminación (GPS, GALILEO), militares, etc. [8].

Cabe reseñar que el 12 de septiembre de 2013 la sonda *Voyager I* lanzada en 1977, consiguió salir del Sistema Solar convirtiéndose de esta manera en la primera nave de la historia que logra dicha hazaña [17].

### 1.3. Motivación

La idea inicial de esta herramienta es facilitar el cálculo de coberturas y de los parámetros de calidad de redes LEO o de otros satélites, a partir de los elementos orbitales y de las especificaciones de los equipos transmisores y receptores.

También resulta interesante poder desarrollar una herramienta, que hasta cierto punto sirva como material de apoyo para facilitar el aprendizaje de las comunicaciones por satélite a los estudiantes de los grados de telecomunicación. Gracias a la aplicación, estos tienen la oportunidad de representar diferentes escenarios de manera rápida, pudiendo así afianzar los conocimientos adquiridos en clase.

Además, el desarrollo de este trabajo me da la oportunidad de profundizar en el conocimiento de las telecomunicaciones espaciales. Personalmente, me he visto motivado a elegir las comunicaciones por satélite, ya que me ofrecen la posibilidad de ampliar mis conocimientos de propagación y de teoría de la señal, por los que tengo un gran interés, además de poder recrear en cierta medida el funcionamiento de un sistema de comunicación completo, desde el emisor al receptor, pasando por el repetidor.

### 1.4. Objetivos

Se va a desarrollar un entorno gráfico en el que se evalúe la cobertura en constelaciones de satélites LEO en función de los requisitos de probabilidad de error, relación portadora a ruido, relación portadora a densidad espectral de ruido, retardo de propagación y ángulos de visión.

Se tendrá en cuenta que el escenario a analizar no se trata de un satélite aparentemente estático respecto al transmisor o receptor, sino de una constelación de satélites LEO que desaparecen cada cierto periodo de tiempo en el horizonte, para ello se aportará la información de la antena para poder realizar los seguimientos a los satélites, es decir, los ángulos de elevación y de azimut.

Cabe destacar que siempre que se proporcionen los parámetros orbitales de otro tipo de satélites, GEO, MEO, HEO, ect., deberán poder ser representados y evaluados. Dicha aplicación también será válida para sistemas móviles.

El programa se realizará en el lenguaje de programación JAVA.

### 1.5. Marco Regulatorio

Los operadores de los satélites y estaciones terrenas dependen de los gobiernos nacionales y de las normas de coordinación internacional de frecuencias para obtener la autoridad necesaria y poder prestar sus servicios. De acuerdo con las leyes y regulaciones internacionales, cada país controla el uso del espectro dentro de sus fronteras, siendo el Cuadro Nacional de Atribución de Frecuencias (CNAF) quien recoge esta normativa en España [8], [18].

### 1.5.1. La Organización de la ITU

El rol de la International Telecommunication Union (ITU) es el de promover, coordinar y armonizar los esfuerzos de sus miembros para cumplir con las recomendaciones internacionales. La ITU es un órgano que pertenece a las Naciones Unidas y que opera bajo el control de una convención elegida por los miembros administradores [9].

La ITU está compuesta por diferentes países administraciones, sin embargo, el mundo queda dividido en tres regiones (figura 1.9). Generalmente, los países de una misma región comparten orígenes culturales o relaciones políticas. La designación de las tres regiones persiste en la versión más actual del Reglamento de Radiocomunicaciones de la ITU [19], donde se especifica como se organiza y utiliza la asignación de bandas de frecuencia y otros aspectos [18], [19].

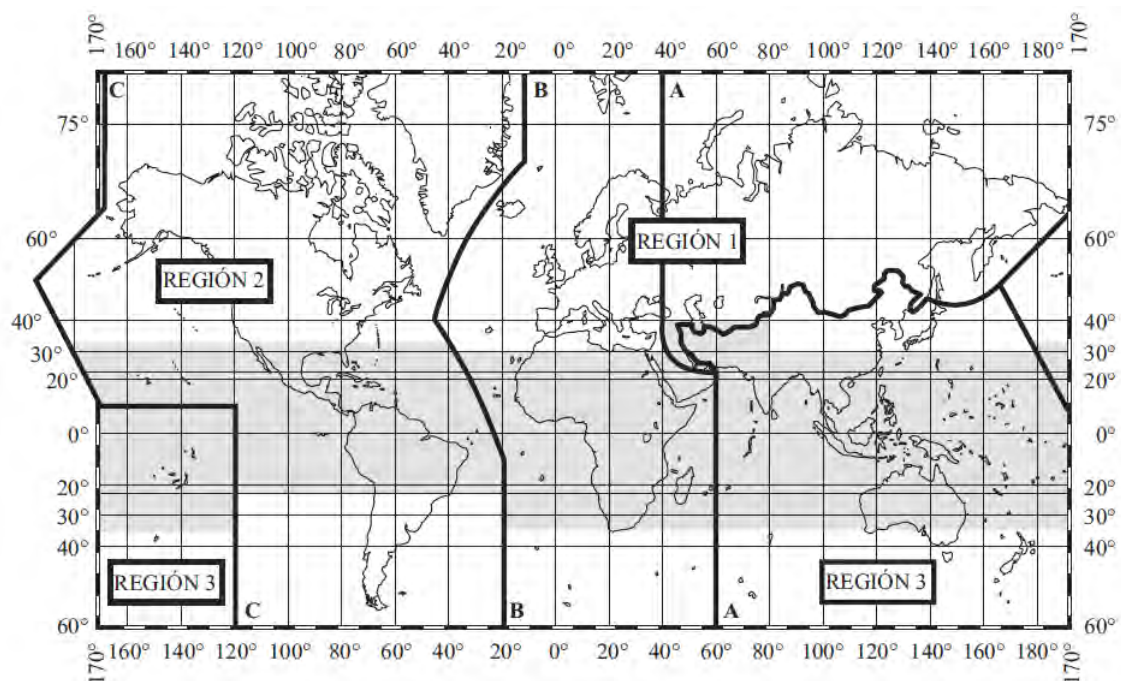


Figura 1.9: Las tres regiones de la ITU [19]

La ITU se encuentra organizada en tres sectores que desarrollan su actividad a través de conferencias y reuniones:

- **ITU-R:** Es el sector de radiocomunicaciones de la ITU, se encarga de la gestión internacional del espectro de frecuencias radioeléctricas y de las órbitas de los satélites [20].
- **ITU-U:** Es el sector de normalización de las telecomunicaciones de la ITU, dicho sector resulta fundamental para el funcionamiento de las actuales redes de TIC, ya que sin estas normas no se podrían efectuar llamadas telefónicas ni navegar por Internet [20].
- **ITU-D:** Es el sector de desarrollo de las telecomunicaciones de la ITU, tiene como misión reducir la brecha digital, para ello promueve programas para conseguir inversores en países emergentes [20].

### 1.5.2. La Regulación de la ITU

Los Estados Miembros de la ITU han creado un régimen jurídico a través de la Constitución, el Convenio y el Reglamento de Radiocomunicaciones. Dichos instrumentos jurídicos incluyen los principios fundamentales y reglas específicas detalladas a continuación [21]:

- Las adjudicaciones del espectro de radiofrecuencias a los distintos servicios de radiocomunicaciones.
- Los derechos y obligaciones de las administraciones miembro a la hora de obtener el acceso a los recursos orbitales y del espectro.
- El reconocimiento internacional de dichos derechos a través de la inscripción de las frecuencias y las posiciones orbitales en uso en el Registro Internacional de Frecuencias de la ITU.

En la actualidad, en el Régimen Reglamentario de la ITU vienen desarrollados unos planes de frecuencias y posiciones orbitales. En estos planes se reserva una parte del espectro de frecuencias para su utilización futura por todos los países, especialmente por aquellos que actualmente no se encuentran en posición de utilizar esos recursos, en los cuales se dictamina que cada país cuenta con una posición orbital predeterminada, asociada a la utilización libre y en cualquier momento de una cierta cantidad del espectro y a la aplicación de los procedimientos vinculados, garantizándose así a cada país el acceso equitativo a los recursos orbitales y de espectro. Dichos planes rigen una parte considerable de la utilización de las frecuencias en los servicios de radiocomunicación más demandados: el servicio fijo por satélite y el servicio de radiodifusión por satélite. En España, la organización competente que se ocupa de las regulaciones expuestas anteriormente, es la CNAF [21]

El espectro radioeléctrico queda dividido en nueve bandas de frecuencia (tabla 1.1), las cuales son atribuidas por la ITU a los diferentes servicios radioeléctricos en la World Administrative Radio Conference (WARC), quedando recogidas en el Cuadro de Atribución de Bandas de Frecuencias del Reglamento de Radiocomunicaciones [7].

Número de la banda	Símbolo	Gama de frecuencias	Subdivisión métrica	Abreviaturas métricas para las bandas
4	VLF	3 a 20 kHz	Ondas miriamétricas	B.Mam
5	LF	30 a 300 kHz	Ondas kilométricas	B.km
6	MF	300 a 3 000 kHz	Ondas hectométricas	B.hm
7	HF	3 a 30 MHz	Ondas decamétricas	B.dam
8	VHF	30 a 300 MHz	Ondas métricas	B.m
9	UHF	300 a 3 000 MHz	Ondas decimétricas	B.dm
10	SHF	3 a 30 GHz	Ondas centimétricas	B.cm
11	EHF	30 a 300 GHz	Ondas milimétricas	B.mm
12		300 a 3 000 GHz	Ondas decimilimétricas	

Tabla 1.1: División del espectro radioeléctrico, bandas de frecuencia [19]

Los siguientes servicios deben ser regulados de acuerdo a la reglamentación de radiocomunicaciones [9]:

- Servicio Fijo por Satélite (FSS)

- Servicio Móvil por Satélite (MSS)
- Servicio de Radiodifusión por Satélite (BSS)
- Servicio de Exploración Terrestre (EES)
- Servicio de Exploración Espacial (SRS)
- Servicio de Operaciones Espaciales (SOS)
- Servicio de Radiodeterminación por Satélite (RSS)
- Servicio Entre Satélites (ISS)
- Servicio de Aficionados por Satélite (ASS)

Las regulaciones radio son necesarias para garantizar un uso eficiente y económico del espectro radioeléctrico, ya sean sistemas terrestres o espaciales. Gracias a la regulación, se asegura que cualquier nuevo sistema de comunicaciones por satélite, GEO o no GEO, no provocará ningún tipo de daño o interferencia en los equipos de comunicaciones que ya se encuentran en funcionamiento [9], [18].

### 1.5.3. Atribución de Frecuencias

Las bandas de frecuencia son atribuidas a los distintos servicios de telecomunicación, mostrados en la sección anterior, para permitir su uso simultáneo [9].

En la tabla 1.2 se presenta un pequeño resumen, de como deben utilizar los servicios de telecomunicación las diferentes bandas de frecuencia. Cabe recordar que para realizar una asignación precisa de la frecuencia es recomendable revisar la última edición de la Regulación Radio [19], teniendo en cuenta las posibles particularidades de las diferentes zonas geográficas [18].

<b>Servicio</b>	<b>Enlace de subida (GHz)</b>	<b>Enlace de bajada (GHz)</b>	<b>Banda</b>
FSS	6	4	C
	8	7	X
	14	12-11	Ku
	30	20	Ka
	50	40	V
MSS	1.6	1.5	L
	2.6	2.5	S
	30	20	Ka
BSS	2.6	2.5	S
	18	12	Ku
	25	22	Ka

Tabla 1.2: Rangos generales de frecuencia no especificados por región, modificado de [18], [9]

El proceso de regulación global del uso de frecuencias, figura 1.10, comienza con el desarrollo por parte de la ITU de un plan de atribución de frecuencias y de normas para la coordinación. En el siguiente paso, los países que participan en la WARC supervisan las adjudicaciones y usos de la frecuencia dictaminados dentro de sus fronteras. Finalmente, el usuario solicita y obtiene la asignación de la frecuencia y la autoridad para operar en unas condiciones específicas [8], [18].



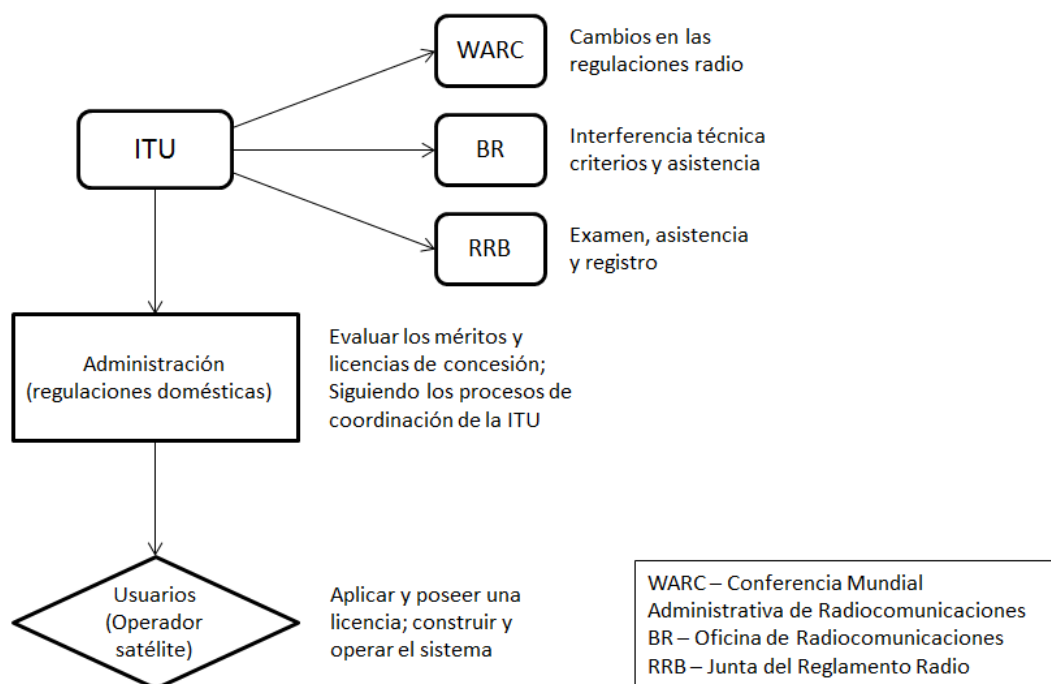


Figura 1.10: Infografía de la regulación del espectro

## 1.6. Entorno Social-Económico

Debido a la actual situación de crisis que se cierne sobre la Unión Europea (UE), esta se ha visto obligado a realizar un gran esfuerzo y crear unas condiciones económicas adecuadas para conseguir una economía más competitiva que genere más empleo, para ello se ha propuesto desarrollar la estrategia Horizonte 2020.

### 1.6.1. Horizonte 2020

Esta estrategia consiste en tratar de lograr un crecimiento inteligente a través de inversiones más eficaces en educación, investigación e innovación, a la vez que se impulsa una economía baja en carbono, capaz de crear empleo y de reducir la pobreza. Dicha estrategia se centra en cinco ambiciosos objetivos en las áreas de empleo, innovación, educación, reducción de la pobreza y cambio climático/energía.

Para garantizar que la estrategia Horizonte 2020 surta efecto, se ha creado un sólido y eficaz sistema de gobernanza económica para coordinar las medidas políticas entre la UE y las administraciones nacionales.

El programa Horizonte 2020 es la estrategia de crecimiento que seguirá la UE durante la década 2010-2020, tiene como finalidad superar la crisis actual y cambiar el modelo de desarrollo, en pos de conseguir las condiciones propicias para un crecimiento distinto sin los errores del pasado.

Los cinco objetivos que se ha fijado Horizonte 2020, se describen a continuación:

- **Empleo:** El 75 % de la población de entre 20 y 64 años deberá tener empleo.



- **I+D:** El 3 % del PIB de la UE deberá ser invertido en I+D.
- **Cambio climático y sostenibilidad energética:** Reducir en un 20 % (o un 30 % si se dan las condiciones) los niveles de las emisiones de gases de efecto invernadero de 1990, aumentar en un 20 % las energías renovables, y aumentar en un 20 % la eficiencia energética.
- **Educación:** El porcentaje de abandono escolar deberá ser inferior al 10 % y al menos el 40 % de las personas de 30 a 34 años deberá completar estudios de nivel terciario.
- **Lucha contra la pobreza y la exclusión social:** Reducir al menos en 20 millones el número de personas en situación o riesgo de pobreza y exclusión social.

Toda la información obtenida para la exposición de la sección 1.6.1 se han obtenido de [22].

### 1.6.2. Marco Financiero Europeo

El marco financiero para el periodo de 6 años, 2014-2020, tiene unos compromisos presupuestarios de 959 988 M€[23] (figura 1.12), de los cuales 125 614 M€[23], serán destinados a la competitividad para el crecimiento y el empleo, esto supone un incremento con respecto a los compromisos del periodo 2007-2013, ya que se dotó a este sector con 91 541 M€[23]. Si se compara con el resto de sectores en la figura 1.11, se puede observar que el único sector que incrementa claramente su presupuesto es el de la competitividad para el crecimiento y el empleo, quedando clara la postura de la UE de mantener fuertes sus inversiones en I+D para poder salir de la crisis y generar riqueza.

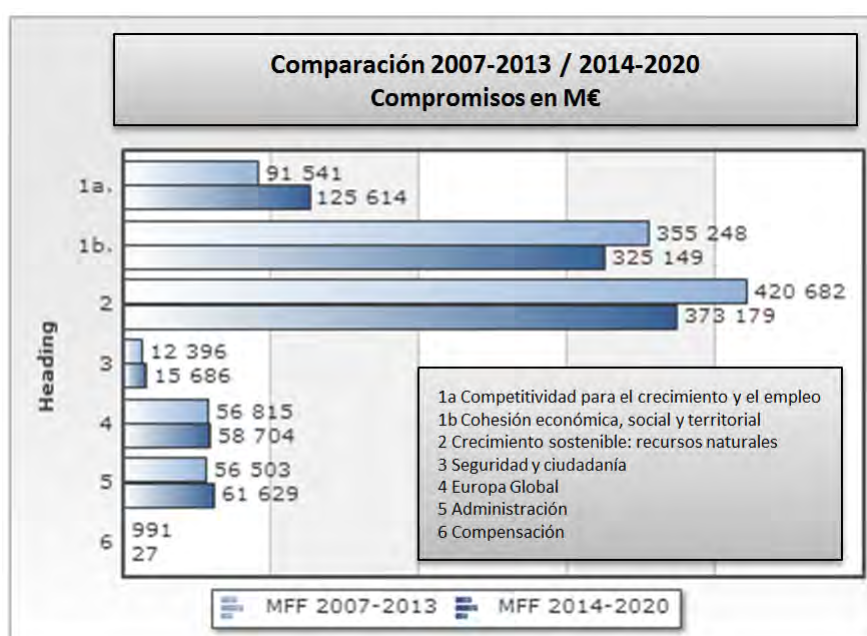


Figura 1.11: Comparación de los compromisos entre el periodo 2007-2013 y el periodo 2014-2020 [23]

Para el año 2014 la dotación presupuestaria presentada será de 134 318 M€[23], mientras que entre los años 2015 y 2020 se incrementará de manera gradual como se puede observar en la figura 1.12. La inversión realizada sobre el sector de la competitividad para el crecimiento y el empleo ascenderá a 15 605 M€[23], y de este monto se destinará a la

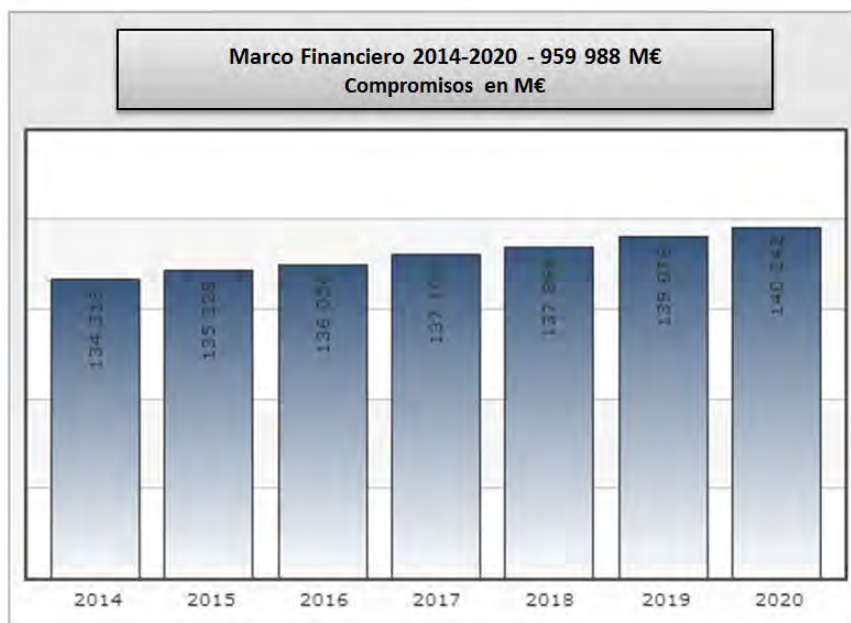


Figura 1.12: Marco Financiero del periodo 2014-2020 [23]

navegación por satélites europea (EGNOS y Galileo) un total de 1 260,95 M€[23], mientras que el programa de europeo de observación terrestre (Copernicus), recibirá un total de 342 M€[23].

La estrategia marcada por los objetivos Horizonte 2020 ha obligado a la Comisión a trabajar en el desarrollo de una política espacial efectiva, llevando a cabo los programas GALILEO y GMES-COPERNICUS. Este desarrollo ha promovido la financiación de los sistemas de navegación por satélite y observación de la Tierra de la Unión Europea [24].

En los últimos años, la cuota de mercado de la UE en el mercado mundial descendente de los sistemas mundiales de navegación por satélite ha aumentado de manera constante desde el año 2010 y ha pasado del 24 % al 30 %. Por lo tanto, parece probable que se alcance el objetivo previsto para 2020 del 33 % [24].

En general, la industria europea de fabricación y lanzamiento de aparatos espaciales ha obtenido buenos resultados en los mercados mundiales en los últimos años, registrando una cuota creciente en el mercado de satélites y una cuota estable de alrededor del 50 % por lo que se refiere a los lanzamientos comerciales [24].

Una vez que Galileo haya entrado en su fase operativa, generará una amplia gama de nuevos productos y servicios innovadores en otros sectores, con el consiguiente crecimiento económico, la innovación y los puestos de trabajo altamente cualificados creados. En 2013, el mercado mundial anual de productos y servicios globales de navegación por satélite se valoró en 175 000 M€ y se espera que llegue hasta una cantidad estimada de 237 000 M€ en 2020 [25].

### 1.6.3. Beneficios Sociales de los Programas por Satélite Europeos

Con GALILEO, la UE deja de depender estratégicamente de EEUU, al no tener la necesidad de utilizar GPS, pudiendo utilizar un servicio de posicionamiento de mayor precisión.

El sistema GALILEO tendrá aplicaciones en la aviación civil, que resultarán en un aumento del tráfico aéreo, rutas más cortas, accesos más rápidos a los aeropuertos, un control del tráfico aéreo que evitará sobrevolar núcleos urbanos, con unos niveles de seguridad mayor [26].

También se utilizará para el transporte por carretera, se prevé un crecimiento del 50 % en los próximos 15 años. Gracias a GALILEO se puede mejorar sustancialmente la seguridad y movilidad al poder monitorizar la información sobre la posición y la velocidad, con el sistema Advanced Driver Assistance Systems (ADAS) se pretende avisar a los usuarios de la existencia de retenciones. En el futuro se pretende que ADAS evolucione hasta alcanzar el guiado automático del vehículo [26].

El sector marítimo europeo maneja más de la mitad de los buques del mundo, esto resulta en un volumen de 40 millones de personas y 270 millones de toneladas. No obstante, el número de accidentes resulta elevado, originándose pérdidas humanas, económicas y contaminación medioambiental. Si tenemos en cuenta que el 80 % de los accidentes son debidos al factor humano, GALILEO puede aportar el soporte técnico necesario para minimizar los errores humanos [26].

Por último la Comisión Europea aspira a construir una completa red de ferrocarriles que sirva de alternativa al transporte aéreo o por carretera. Está red necesita mejoras tecnológicas que están íntimamente relacionadas con GALILEO, una vez se produzcan, será posible aumentar la seguridad y disminuir los tiempos de viaje [26].

Es de destacar que en 2013, el sistema GMES prestó valiosos servicios a los equipos de rescate que intervinieron en las inundaciones ocurridas en Alemania, la República Checa y Hungría, así como en los incendios forestales de Portugal. Por lo tanto, se ha demostrado que los resultados obtenidos en GMES no se hubieran podido lograr en una escala meramente nacional, sin el valor añadido aportado por la UE [24].

Se incluirá un presupuesto detallado del coste total del Trabajo Fin de Grado en el Apéndice B.

## 1.7. Descripción de la Memoria

Para poder desarrollar el entorno gráfico, esta memoria constará previamente de un estudio del entorno, que permitirá conocer el grado de desarrollo de otras herramientas similares (capítulo 2), esto permitirá desarrollar una aplicación “útil”.

Posteriormente, se realizará un estudio teórico de la mecánica orbital (capítulo 3), así como de la propagación y transmisión de ondas de microondas, balance de enlace (capítulo 4). Este estudio previo facilitará la posterior “mecanización” de los cálculos a la hora de ser programados.

Una vez realizado el estudio teórico, se expondrá de manera detallada las consideraciones técnicas adoptadas para el desarrollo de la aplicación (capítulo 5). Para verificar que la herramienta funciona de manera correcta, se mostrarán las diferentes pruebas realizadas, tanto de la parte de mecánica orbital, como de la parte de propagación (capítulo 6), a fin de garantizar la calidad final del producto diseñado.

Por último, aquellas mejoras que no hayan podido ser implementadas, ya sea por falta de tiempo o por haber sido deducidas como consecuencia de la realización de la herramienta, serán detalladas para que puedan incorporarse como futuras mejoras (capítulo 7).

## Capítulo 2

# Estado del Arte

Debido a la complejidad de los cálculos que son necesarios realizar para conocer los diferentes parámetros de los satélites, resulta impensable que se puedan llevar a cabo manualmente.

Es necesario poder predecir con precisión la posición de los satélites para garantizar su buen funcionamiento. Todo satélite tiene un subsistema perteneciente a la plataforma de telemetría, seguimiento y comando, independientemente de la misión, encargado de la comunicación con el satélite y la corrección de la posición, siendo de gran interés realizar una estimación del estado de los enlaces entre el satélite y la estación terrena que lo controla.

Esta memoria se centra en los satélites de comunicaciones, por lo tanto señalará el software específico que calcula las diferentes posiciones de los satélites en su órbita y de los balances de enlace. Estos simuladores permiten obtener una estimación de la calidad de la comunicación y de la huella del satélite sobre la Tierra.

En la actualidad existen diferentes simuladores que realizan estos cálculos, a continuación se indicarán los que se consideran de mayor relevancia.

### 2.1. STK

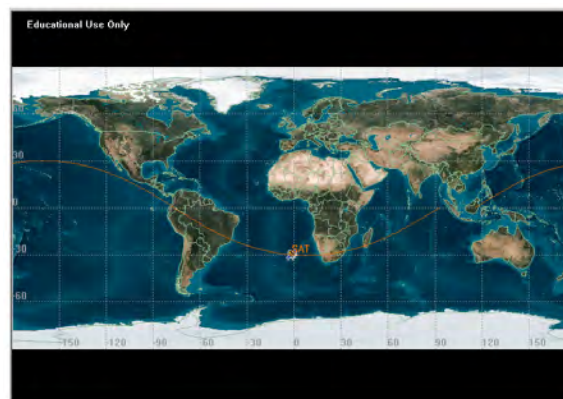


Figura 2.1: Captura de la aplicación STK (huella del satélite) [27]

Satellite Tool Kit (STK) es un software comercial empleado para analizar en un entorno gráfico todos los parámetros de una misión espacial. La versión educacional permite la

visualización 2D y 3D. STK permite el diseño de satélites y el modelado de sistemas de comunicación, pasando por la evaluación del entorno espacial. Este software dispone de un entorno gráfico muy manejable, además permite utilizar cualquier tipo de satélite (GEO, LEO, MEO, HEO, etc.) [27].

## 2.2. Orekit

Orekit es una librería dinámica espacial de bajo nivel escrita en Java, bajo licencia de software libre. Como biblioteca, proporciona elementos básicos (órbitas, fechas, posición, etc.) y diversos algoritmos para manipularlos (conversiones, propagaciones, etc.) [28].

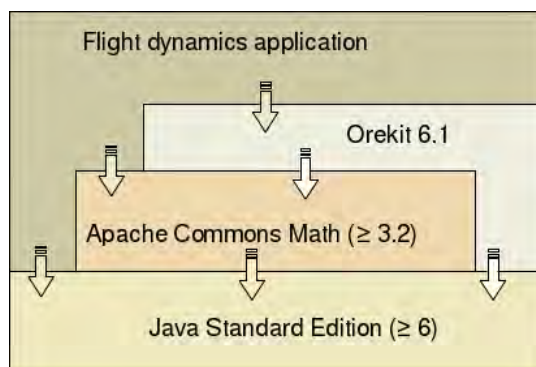


Figura 2.2: Estructura de las librerías de Orekit [28]

## 2.3. GMAT

General Mission Analysis Tool (GMAT) es una herramienta de optimización de código abierto, para el análisis y simulación de trayectorias espaciales en regímenes de vuelo desde órbita baja a aplicaciones lunares, trayectorias interplanetarias y otras misiones del espacio profundo. Fue desarrollado por un equipo formado por la NASA y socios de la industria privada [29].

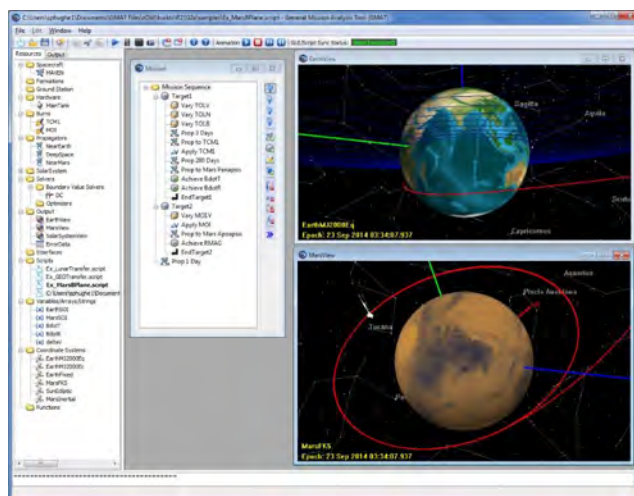


Figura 2.3: Captura de la aplicación GMAT [29]

GMAT contiene un amplio conjunto de recursos disponibles que se pueden dividir en recursos físicos y recursos del modelos de análisis. Recursos físicos incluyen naves espaciales, proa, tanque, estación de tierra, post-quemadores, planeta, cometa, asteroide, luna. Los recursos del modelo de análisis incluyen corrector diferencial, propagador, optimizador, estimador, gráfico 3-D, archivo de efemérides, variable definida por el usuario, de matriz, sistema de coordenadas, la función de MATLAB, y los datos [29].

## 2.4. Nuestra Herramienta

Aunque existe cierto software específico que cubre parte de las funcionalidades (GMAT) o la totalidad de las funcionalidades de esta aplicación (STK), resulta necesaria la creación de una herramienta propia debido a las siguientes razones.

STK es una potente herramienta capaz de calcular las órbitas y la calidad de los enlaces de telecomunicaciones, no obstante, su licencia tiene un precio elevado, esto supondría un desembolso considerable de dinero si la UC3M quisiera que sus estudiantes utilizaran este simulador. Por otra parte, existe un versión estudiantil de STK, dicha versión no posee todas las funcionalidades de la aplicación. Ante la posibilidad de utilizar una versión incompleta, es preferible desarrollar una propia, que vaya incorporando más funcionales de manera progresiva

Por otra parte, Orekit no resulta una solución adecuada, pues habría que programar los diferentes elementos de sus bibliotecas, siendo de esta manera más interesante empezar de cero a programar con nuestra propia aplicación.

Además, la NASA ha diseñado una herramienta muy potente, GMAT, de código abierto, sin embargo, esta aplicación solamente estudia la parte de la mecánica orbital, por lo que no sería de total utilidad para nuestros intereses puesto que no podemos realizar un análisis de la calidad de los enlaces de comunicaciones

Por lo tanto, resulta interesante el desarrollo de una aplicación propia, a coste cero, que en cierta medida permita a los alumnos realizar representaciones de diferentes escenarios de comunicaciones por satélite y pueda ser mejorada mediante otros trabajos fin de grado, involucrando de esta manera a los propios estudiantes.

	<b>STK</b>	<b>Orekit</b>	<b>GMAT</b>	<b>Nuestra Herramienta</b>
Precio licencia	100 000 \$	Sw. libre	Sw. libre	Nulo
Precisión	Muy alta	Muy alta	Muy alta	Muy Alta
Público	Seguridad nacional y espacio	Profesionales espacio	Industria privada y estudiantes	Estudiantes
Balance enlace	✓	✗	✗	✓
Representación 2D	✓	✗	✓	✓
Representación 3D	✓	✗	✓	✗
GUI	✓	✗	✓	✓

Tabla 2.1: Tabla comparativa entra las diferentes herramientas analizadas





## Capítulo 3

# Aspectos Orbitales de los Satélites de Comunicaciones

Este capítulo examina diferentes conceptos del movimiento del satélite alrededor de la Tierra, estos incluyen: leyes de Kepler, ley de la Gravitación Universal, mecánica orbital y ángulos de visión. Dichos conceptos serán de interés cuando se relacionen con los aspectos del capítulo 4, sección 4.4, encargada del análisis de la calidad de los enlaces por satélite.

### 3.1. Leyes de Kepler

El astrónomo alemán *Johannes Kepler* (1571 - 1630) determinó tres leyes que describen el movimiento de los planetas, después de analizar un gran número de observaciones realizadas por *Tycho Brahe* (1546 - 1601) de los movimientos de los planetas, sobretodo de Marte [9], [30].

#### 3.1.1. Primera ley de Kepler

**Primera ley de Kepler:** Los planetas describen órbitas elípticas, estando el Sol en uno de sus focos [9], [18].

Una elipse es una curva plana cerrada donde la suma de la distancia a dos puntos fijos, llamados focos ( $F$  y  $F'$ ), a cualquier punto de la curva permanece constante. Como se muestra en la figura 3.1, la distancia  $A+B$  es una constante a lo largo de la curva.

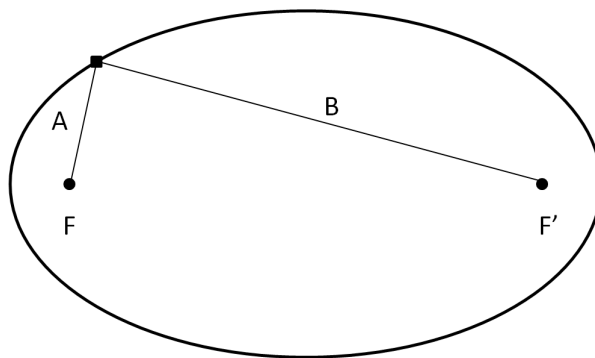


Figura 3.1: Primera ley de Kepler

La excentricidad es el grado de aplastamiento de la elipse, cuanto más grande es la excentricidad, mayor es el aplastamiento de la elipse. Siendo esta igual a la distancia entre los focos dividida por el semieje mayor. Si los focos coinciden, la elipse se convierte en un círculo, es decir, un círculo es una elipse con excentricidad cero.

### 3.1.2. Segunda ley de Kepler

**Segunda ley de Kepler:** El vector posición de cualquier planeta con respecto al Sol barre áreas iguales de la elipse en tiempos iguales (figura 3.2). Esta ley también es conocida como la *Ley de las Áreas*. Con la segunda ley de Kepler se establece la velocidad de un objeto dentro de la órbita [9], [18].

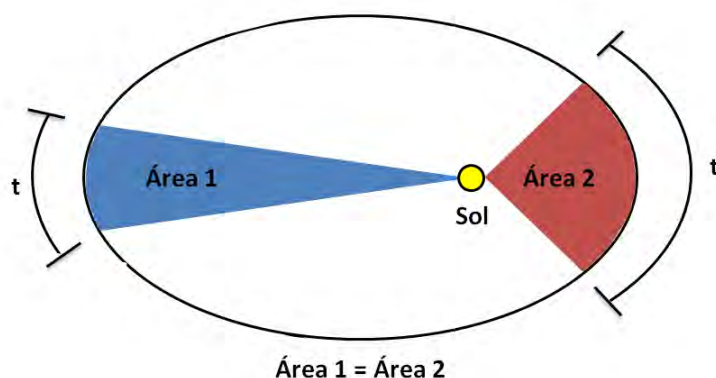


Figura 3.2: Segunda ley de Kepler

### 3.1.3. Tercera ley de Kepler

**Tercer ley de Kepler:** Los cuadrados de los periodos de revolución son proporcionales a los cubos de las distancias medias de los planetas al Sol (figura 3.3). Esta ley puede expresarse por la ecuación  $P^2 = kr^3$ , siendo  $k$  una constante de proporcionalidad [9], [18].

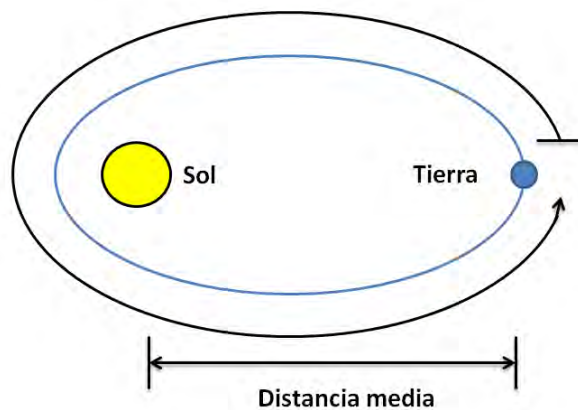


Figura 3.3: Tercera ley de Kepler

### 3.1.4. Leyes de Newton

*Newton* amplió el trabajo de *Kepler* al sostener matemáticamente sus tres leyes, con la ley de la gravitación universal y su segunda ley del movimiento.

La ley de la gravitación universal establece que la fuerza de atracción entre dos cuerpos es proporcional al producto de sus masas e inversamente proporcional al cuadrado de la distancia entre sus centros [9], [31].

$$F = -\frac{GMm}{r^2}\hat{r} \quad (3.1)$$

La segunda ley del movimiento establece que la aceleración de un cuerpo tiene la misma dirección de la fuerza que se le aplique, y es proporcional a la magnitud de esta, e inversamente proporcional a su masa [31].

$$F = m\frac{d^2r}{dt^2}\hat{r} \quad (3.2)$$

donde,

$F$ , es la fuerza de atracción.

$G$ , es la constante de gravitación fundamental.

$M$ , es la masa del Sol, o en un caso más general, la del cuerpo mayor.

$m$ , es la masa del satélite.

$r$ , es la distancia entre los centros de los dos cuerpos.

$d^2r/dt^2$ , es la aceleración correspondiente.

## 3.2. Mecánica Orbital

### 3.2.1. Ecuaciones de la Órbita

Comenzaremos el estudio de las ecuaciones de la órbita de un satélite, mediante un sistema de coordenadas rectangulares como el de la figura 3.4. En él los ejes  $x$  e  $y$  están fijados en el plano ecuatorial de la Tierra, aunque sus posiciones son arbitrarias. El eje  $z$  pasa por el polo norte y el centro de masas de la Tierra-satélite coincide con el centro de masas de la Tierra en el origen [32].

El satélite se encuentra sometido a la atracción gravitatoria que ejerce la Tierra, viniendo esta expresada por la ley de la gravitación universal Ec. (3.1), adaptándola a nuestro sistema, la fuerza gravitatoria  $F$  en el satélite viene dada por:

$$F = -\frac{GM_E m}{r^2}\hat{r} \quad (3.3)$$

donde,

$G$ :  $G = 6,672 \cdot 10^{-11}$  Nm/kg<sup>2</sup>, conocida como constante de gravitación universal.

$M_E$ :  $M_E = 5,974 \cdot 10^{24}$  kg, es la masa de la Tierra.

$\mu$ : Es el producto  $G \cdot M_E = 3,9861352 \cdot 10^5$  km<sup>3</sup>/s<sup>2</sup>, conocido como constante de Kepler.

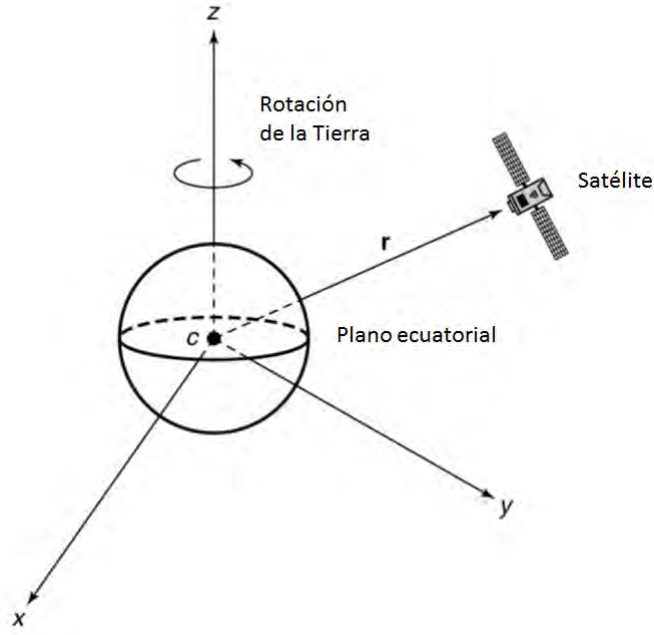


Figura 3.4: Sistema de coordenadas rectangulares de la posición de un satélite con origen en el centro de la Tierra

Igualando de la Ec. 3.2 que es la fuerza inercial en el satélite, con la fuerza gravitatoria Ec. 3.3, obtenemos:

$$-\frac{\mu \hat{\mathbf{r}}}{r^2} = \frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} \hat{\mathbf{r}} \quad (3.4)$$

La Ec. 3.4 es la ecuación diferencial de segundo grado que define la trayectoria del satélite y su resolución involucra seis constante indeterminadas llamadas elementos orbitales. Escribiendo:

$$\mathbf{r} = r \hat{\mathbf{r}} \quad (3.5)$$

Reordenando la Ec. (3.4), tenemos:

$$\frac{1}{r} \frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} + \frac{\mu \mathbf{r}}{r^3} = 0 \quad (3.6)$$

Haciendo el producto vectorial  $\mathbf{r} \times$ :

$$\mathbf{r} \times \frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} = 0 \quad (3.7)$$

Utilizando la regla de la derivada de un producto, obtenemos:

$$\frac{d}{dt} \left[ \mathbf{r} \times \frac{d\mathbf{r}}{dt} \right] = \frac{d\mathbf{r}}{dt} \times \frac{d\mathbf{r}}{dt} + \mathbf{r} \times \frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} \quad (3.8)$$

El producto vectorial de cualquier vector por sí mismo es cero. Por lo tanto, la Ec. (3.8) puede ser reescrita:

$$\frac{d}{dt} \left[ \mathbf{r} \times \frac{d\mathbf{r}}{dt} \right] = 0 \quad (3.9)$$

Por definición tomamos

$$\mathbf{r} \times \frac{d\mathbf{r}}{dt} = \mathbf{h} \quad (3.10)$$

donde la constante  $\mathbf{h}$ , es el momento angular de la órbita del satélite. Pero el momento angular orbital únicamente puede ser constante si se encuentra en un plano. Por lo tanto, el problema del movimiento del satélite en tres dimensiones se reduce al movimiento en un plano [32].

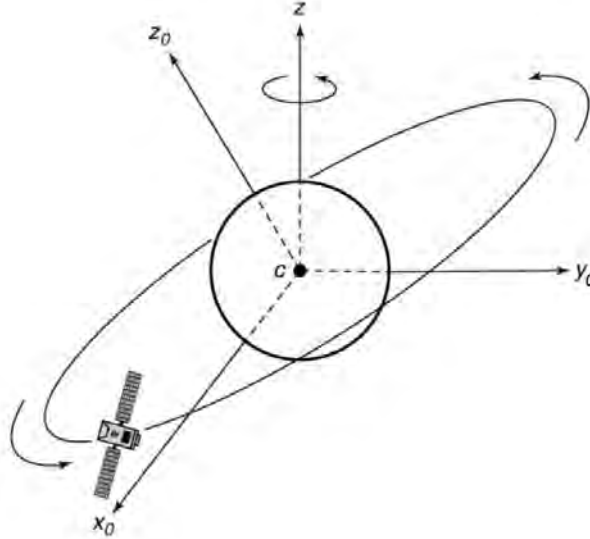


Figura 3.5: Sistema de coordenadas del plano orbital. Los ejes  $x_o$  e  $y_o$  se encuentran en el plano orbital y el eje  $z_o$  es perpendicular a él

La resolución de la Ec. (3.4) es complicada. Para simplificar su resolución, se utiliza el sistema de coordenadas de la figura 3.5. Obteniendo:

$$\hat{x}_o \left( \frac{d^2 x_o}{dt^2} \right) + \hat{y}_o \left( \frac{d^2 y_o}{dt^2} \right) + \frac{\mu(x_o \hat{x}_o + y_o \hat{y}_o)}{(x_o^2 + y_o^2)} = 0 \quad (3.11)$$

La Ec. (3.11) es fácil de resolver si la expresamos mediante un sistema de coordenadas polares  $(r_o, \phi_o)$  como la figura 3.6. Usando las transformaciones:

$$x_o = r_o \cos \phi_o \quad (3.12a)$$

$$y_o = r_o \sin \phi_o \quad (3.12b)$$

$$\hat{x}_o = \hat{r}_o \cos \phi_o - \hat{\phi}_o \sin \phi_o \quad (3.12c)$$

$$\hat{y}_o = \hat{\phi}_o \cos \phi_o + \hat{r}_o \sin \phi_o \quad (3.12d)$$

Tras sustituir en la Ec. 3.11 e igualar las componentes en  $\hat{r}_o$ , obtenemos:

$$\frac{d^2 r_o}{dt^2} - r_o \left( \frac{d\phi_o}{dt} \right)^2 = -\frac{\mu}{r_o} \quad (3.13)$$

De la misma forma, igualando los términos en  $\hat{\phi}_o$ , tenemos:

$$r_o \left( \frac{d^2 \phi_o}{dt^2} \right) + 2 \left( \frac{dr_o}{dt} \right) \left( \frac{d\phi_o}{dt} \right) = 0 \quad (3.14)$$

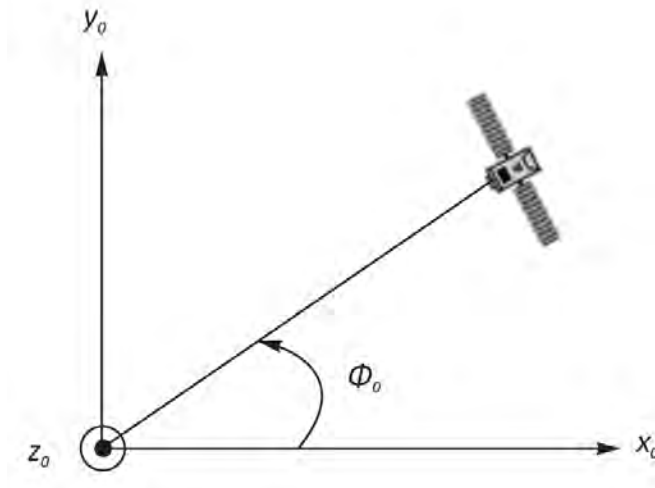


Figura 3.6: Coordenadas polares en el plano de la órbita. En esta figura el plano de la órbita coincide con el plano de la memoria

Reescribiendo la Ec. (3.14) como sigue:

$$\frac{1}{r_o} \frac{d}{dt} \left( r_o^2 \frac{d\phi_o}{dt} \right) = 0 \quad (3.15)$$

Esto es equivalente a

$$r_o^2 \frac{d\phi_o}{dt} = |\mathbf{h}| = h \quad (3.16)$$

donde  $h$  es la magnitud del momento angular del vector en la Ec. (3.10). Pudiendo escribir

$$r_o \left( \frac{d\phi_o}{dt} \right)^2 = \frac{h^2}{r_o^3} \quad (3.17)$$

y sustituyendo en la expresión Ec. (3.13), obtenemos:

$$\frac{d^2 r_o}{dt^2} - \frac{h^2}{r_o^3} = -\frac{\mu}{r_o} \quad (3.18)$$

Para hallar una relación entre  $r_o$  y  $\phi_o$ , debemos eliminar los términos que dependen del tiempo en la Ec. (3.18). Definimos una nueva variables que nos ayude en los cálculos

$$u = \frac{1}{r_o} \quad (3.19)$$

pudiendo expresar

$$\frac{dr_o}{d\phi_o} = -\frac{1}{u^2} \frac{du}{d\phi_o} \quad (3.20)$$

Utilizando estas dos relaciones podemos escribir:

$$\frac{dr_o}{dt} = \left( \frac{dr_o}{d\phi_o} \right) \left( \frac{d\phi_o}{dt} \right) = \left( \frac{dr_o}{d\phi_o} \right) \left( \frac{h}{r_o^2} \right) = -h \frac{du}{d\phi_o} \quad (3.21)$$

Transformando  $d^2 r_o / dt^2$  en la Ec. (3.18) de la siguiente forma

$$\frac{d^2 r_o}{dt^2} = -h^2 u^2 \left( \frac{d^2 u}{d\phi^2} \right) \quad (3.22)$$

Reescribiendo la Ec. (3.18) como

$$\frac{d^2u}{d\phi_o^2} + u = \frac{\mu}{h^2} \quad (3.23)$$

La solución de esta ecuación diferencial es

$$u = \frac{\mu}{h^2} + C \cos(\phi_o - \theta_o) \quad (3.24)$$

donde  $C$  y  $\theta_o$ , son constantes que determinan las condiciones de contorno. Podemos expresar la Ec. (3.24) en términos de  $r_o$ , como

$$\begin{aligned} r_o &= \frac{1}{\mu/h^2 + C \cos(\phi_o - \theta_o)} \\ &= \frac{\left(\frac{h^2}{\mu}\right)}{1 + \left(\frac{h^2}{\mu}\right) C \cos(\phi_o - \theta_o)} \\ &= \frac{p}{1 + e \cos(\phi_o - \theta_o)} [32] \end{aligned} \quad (3.25)$$

Para  $e < 1$  esta es la ecuación de una elipse, en la cual el “semilatus rectum”  $p$  viene dado por

$$p = \frac{h^2}{\mu} \quad (3.26)$$

y su excentricidad  $e$  es  $h^2 C / \mu$ , si  $e = 0$  la órbita es un círculo con la Tierra en su centro. Demostrando la primera ley de Kepler.

Desarrollo obtenido de [32].

### 3.2.2. Descripción de la Órbita

El parámetro  $\theta_o$  de la Ec. 3.25 sirve para orientar la elipse con respecto al plano  $x_o$  e  $y_o$ . Escogiendo de manera correcta la orientación de  $x_o$  e  $y_o$ , se puede hacer cero el valor de  $\theta_o$ , resultando:

$$r_o = \frac{p}{1 + e \cos \phi_o} \quad (3.27)$$

El camino del satélite en el plano orbital es mostrado en la figura 3.7. Siendo la longitud  $a$  el semieje mayor y la longitud  $b$  el semieje menor, dichas longitudes vienen dadas como:

$$a = \frac{p}{1 - e^2} \quad (3.28)$$

$$b = a(1 - e^2)^{\frac{1}{2}} \quad (3.29)$$

Para hacer  $\theta_o$  igual a cero, hay que situar  $x_o$  de tal manera que pase por la recta que une el apogeo con el perigeo.

El área barrida por el vector  $r_o$  desde el origen del satélite en un tiempo  $dt$ , viene dada por:

$$dA = 0,5 r_o^2 \left( \frac{d\phi_o}{dt} \right) dt = 0,5 \cdot h \cdot dt \quad (3.30)$$





rectangulares del satélite vienen dadas por:

$$x_o = r_o \cos \phi_o \quad (3.33)$$

$$y_o = r_o \sin \phi_o \quad (3.34)$$

Se define la velocidad angular media, como

$$\eta = \frac{2\pi}{T} = \frac{\mu^{\frac{1}{2}}}{a^{\frac{3}{2}}} = \frac{1}{a} \left( \frac{\mu}{a} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (3.35)$$

se trata de la velocidad de un cuerpo que da una vuelta al círculo circunscrito en el mismo tiempo que el satélite a la elipse (figura 3.8).

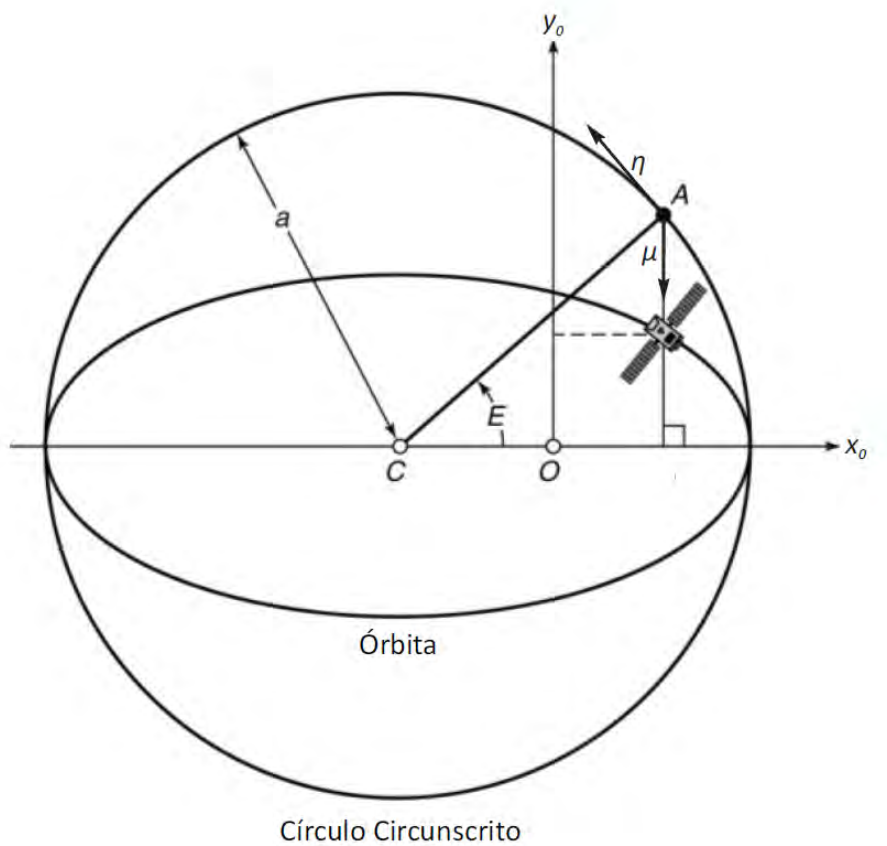


Figura 3.8: Círculo circunscrito a la órbita, donde se representa la velocidad angular  $\eta$  y la constante de Kepler  $\mu$ . El punto  $O$  es el dentro de la Tierra y el punto  $C$  es el centro de la elipse y del círculo circunscrito. La línea vertical que atraviesa el satélite y se cruza con el círculo circunscrito en el punto  $A$ . La anomalía excéntrica  $E$  es el ángulo formado por el eje  $x_o$  y la línea que une los puntos  $C$  y  $A$ .

Anteriormente, para hallar la ecuación de la órbita eliminamos la dependencia temporal en la Ec. (3.18). Pero para encontrar la localización del satélite en un tiempo dado, debemos reintroducir la variable del tiempo. A continuación, vamos a relacionar la velocidad lineal  $v$  con  $r_o$ , mediante:

$$v^2 = \left( \frac{dx_o}{dt} \right)^2 + \left( \frac{dy_o}{dt} \right)^2 = \left( \frac{dr_o}{dt} \right)^2 + r_o^2 \left( \frac{d\phi_o}{dt} \right)^2 \quad (3.36)$$

Se puede demostrar que:

$$v^2 = \left(\frac{\mu}{a}\right) \left(\frac{2a}{r_o} - 1\right) \quad (3.37)$$

De las Ecs. (3.16), (3.17) y (3.28), se sigue:

$$r_o^2 \left(\frac{d\phi_o}{dt}\right)^2 = \frac{h^2}{r_o^2} = \frac{\mu p}{r_o^2} = \frac{\mu a(1 - e^2)}{r_o^2} \quad (3.38)$$

Así la Ec. (3.36), se transforma

$$\left(\frac{\mu}{a}\right) \left(\frac{2a}{r_o} - 1\right) = \left(\frac{dr_o}{dt}\right)^2 + \left(\frac{\mu a}{r_o^2}\right) (1 - e^2) \quad (3.39)$$

y

$$\frac{dr_o}{dt} = \left\{ \left(\frac{\mu}{ar_o^2}\right) [a^2 e^2 - (a - r_o)^2] \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (3.40)$$

Resolviendo esta ecuación para un  $dt$  y multiplicándolo por la velocidad angular media  $\eta$ , obtenemos:

$$\eta dt = \left(\frac{r_o}{a}\right) \frac{dr_o}{[a^2 e^2 - (a - r_o)^2]^{\frac{1}{2}}} \quad (3.41)$$

Asimismo, se define la anomalía excéntrica  $E$  (figura 3.8) como el ángulo formado entre el eje  $x_o$ , y la línea que va del centro de la elipse  $C$  al punto  $A$  (corte de la línea vertical que pasa por el satélite con el círculo). Está relacionada con el radio  $r_o$  por:

$$r_o = a(1 - e \cos E) \quad (3.42)$$

$$a - r_o = ae \cos E \quad (3.43)$$

Cuando se expresa en términos de  $E$  la Ec. (3.41), toma la siguiente forma:

$$\eta dt = (1 - e \cos E) dE \quad (3.44)$$

Integrado la Ec. (3.44)

$$\eta(t - t_p) = E - e \sin E \quad (3.45)$$

donde,  $t_p$  es el tiempo del perigeo.

Definimos la anomalía verdadera,  $M$ , como el ángulo que el satélite recorre desde su paso por el perigeo, si se estuviera moviendo en un círculo circunscrito a un velocidad angular media,  $\eta$ .

$$M = \eta(t - t_p) = E - e \sin E \quad (3.46)$$

Cabe señalar que conocidos el tiempo del perigeo,  $t_p$ , la excentricidad,  $e$ , y la longitud del semieje mayor,  $a$ , poseemos las ecuaciones necesarias para determinar las coordenadas  $(r_o, \phi_o)$  y  $(x_o, y_o)$  de un satélite en el plano orbital, siguiendo los siguientes pasos [32]:

1. Cálculo de  $\eta$  mediante la Ec. (3.35)
2. Cálculo de  $M$  mediante la Ec. (3.46)
3. Resolución de la Ec. (3.46)
4. Encontrar  $r_o$  a partir de  $E$  usando la Ec. (3.43)
5. Resolver la Ec. (3.32) para calcular  $\phi_o$
6. Usar las Ecs. (3.33) y (3.34) para calcular  $x_o$  e  $y_o$

Desarrollo matemático obtenido de [32].

### 3.2.4. Localización del Satélite con Respecto a la Tierra

A lo largo de esta sección se indicará el proceso necesario para expresar las coordenadas del satélite en el plano orbital, según un sistema de referencia que rote con la Tierra.

Para la localización del satélite con respecto a la Tierra, comenzaremos nuestro desarrollo fijando un sistemas de coordenadas rectangulares  $(x_i, y_i, z_i)$  llamado geocéntrico ecuatorial (figura 3.9), cuyo origen se encuentra en el centro de la Tierra y que no rota con ella.

En este sistema el eje  $z_i$  coincide con el eje de rotación de la Tierra y pasa por el polo norte geográfico. El eje  $x_i$  apunta hacia una dirección llamada primer punto de Aries o dirección del equinocio Vernal, esta dirección se obtiene dibujando una línea desde la Tierra hasta el Sol, en el primer día de la primavera (sobre el 21 de marzo).

Desafortunadamente la dirección del equinocio vernal no es perfectamente constante, debido a que tanto el Sol como la Tierra se mueven a lo largo de la galaxia. Por lo tanto, es muy importante definir con precisión esta dirección. El plano  $(x_i, y_i)$  contiene el ecuador terrestre y es llamado plano ecuatorial.

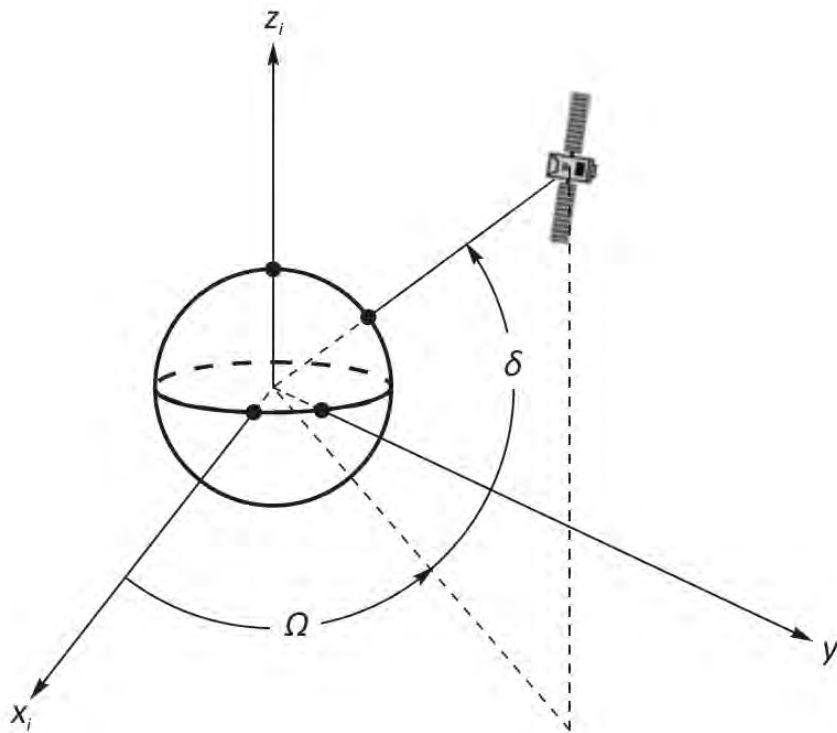


Figura 3.9: Sistema geocéntrico ecuatorial, el eje  $x_i$  apunta hacia el primer punto de Aries.

La distancia medida hacia el este en el plano ecuatorial desde el eje  $x_i$  es conocida como ascensión recta y viene dada por el símbolo  $\Omega$  (figura 3.9). Los dos puntos en los que la órbita corta con el plano ecuatorial son llamados nodos. Cuando el satélite se mueve hacia arriba con respecto al plano ecuatorial se trata del nodo ascendente, mientras que cuando se desplaza hacia abajo se trata del nodo descendente.

La ascensión recta del nodo ascendente es llamada  $\Omega$ . Mientras que el ángulo formado entre el plano orbital y el plano ecuatorial lo definimos como inclinación,  $i$  (figura 3.10).

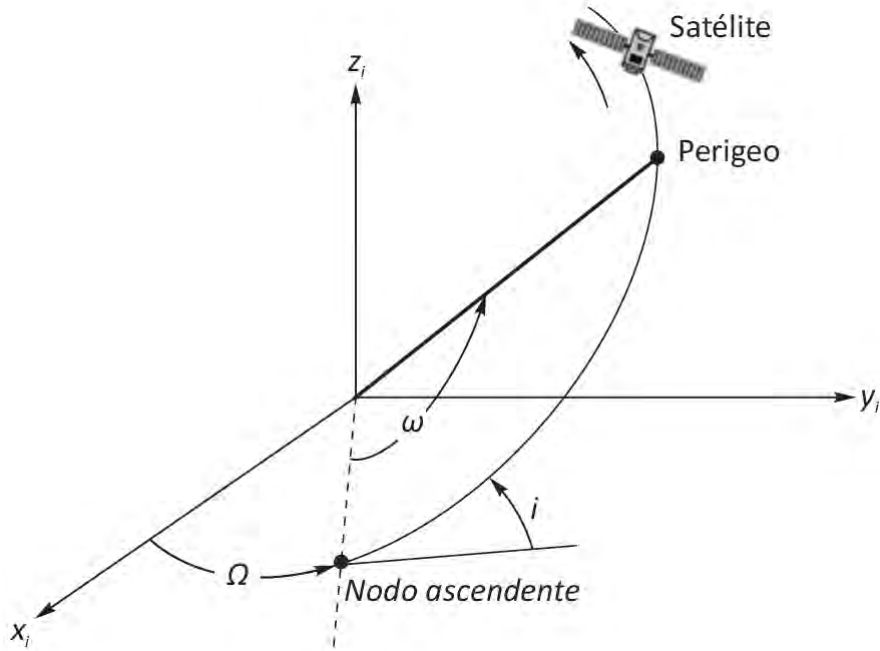


Figura 3.10: Ascensión recta del nodo ascendente  $\Omega$  y argumento del perigeo  $\omega$

Utilizaremos las variables  $\Omega$  e  $i$  conjuntamente para localizar el plano orbital con respecto al plano ecuatorial. Para poder hallar las coordenadas orbitales del sistema con respecto a las coordenadas del sistema ecuatorial, necesitamos el argumento del perigeo,  $\omega$ . Se trata del ángulo medido a lo largo de la órbita desde el nodo ascendente hacia el perigeo.

Las coordenadas del satélite en el plano orbital  $(x_o, y_o, z_o)$  se relacionan con las coordenadas del satélite  $(x_i, y_i, z_i)$ , mediante la siguiente transformación lineal (figura 3.11) [33]:

$$\begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\Omega) \cos(\omega) & -\cos(\Omega) \sin(\omega) & \sin(\Omega) \sin(i) \\ -\sin(\Omega) \cos(i) \sin(\omega) & -\sin(\Omega) \cos(i) \cos(\omega) & \\ \sin(\Omega) \cos(\omega) & -\sin(\Omega) \sin(\omega) & -\cos(\Omega) \sin(i) \\ +\cos(\Omega) \cos(i) \sin(\omega) & +\cos(\Omega) \cos(i) \cos(\omega) & \\ \sin(i) \sin(\omega) & \sin(i) \cos(\omega) & \cos(i) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_o \\ y_o \\ z_o \end{bmatrix} \quad (3.47)$$

La transformación (3.47), obtenida de [33].

Es necesaria más de una transformación para localizar el satélite con respecto a un punto de rotación de la Tierra. Como se muestra en la figura 3.12, definimos un sistema rectangular rotativo  $(x_r, y_r, z_r)$  unido a la Tierra, cuyo eje  $z$  y plano  $x - y$  corresponde al del sistema geocéntrico ecuatorial. El eje  $x_r$  apunta continuamente al meridiano de *Greenwich*, es decir, vamos a encontrar este eje en la intersección del ecuador con este meridiano. El eje  $y_r$  es perpendicular a  $x_r$ , forma con este el plano ecuatorial. Mientras que  $z_r$  coincide con el eje de rotación de la Tierra, apuntando al polo norte y coincidiendo con el eje  $z_i$ .

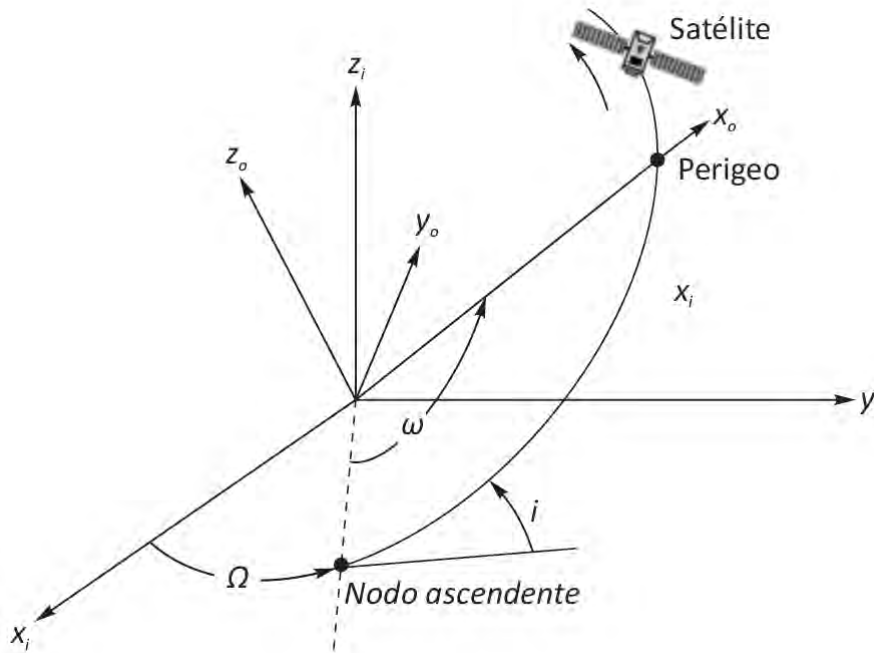


Figura 3.11: Relación entre  $(x_o, y_o, z_o)$  y  $(x_i, y_i, z_i)$  tras aplicar la transformación lineal

El sistema rotativo gira a velocidad angular  $\Omega_e$  y mide el tiempo  $T_e$  transcurrido desde que el eje  $x_r$  coincide con el eje  $x_i$ . Esta coincidencia solo ocurre una vez con cada rotación de la Tierra, pero esto no sucede al mismo tiempo cada día debido al movimiento de la Tierra alrededor del Sol.

La transformación que relaciona el sistema rotativo con el sistema de coordenadas geocéntrico ecuatorial es la siguiente:

$$\begin{bmatrix} x_r \\ y_r \\ z_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\Omega_e T_e) & \sin(\Omega_e T_e) & 0 \\ -\sin(\Omega_e T_e) & \cos(\Omega_e T_e) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix} \quad [33], [32] \quad (3.48)$$

Para calcular el valor del ángulo  $\Omega_e T_e$  emplearemos como medida los días julianos (JD). Los JD comienzan al mediodía del tiempo universal (UT). Para los cálculos usaremos el día 31 de Diciembre de 1984 que corresponde al día Juliano 2446066, mientras que el día 1 de Enero de 1985 a las 0:00 UT será el día 2446066.5.

Volviendo al cálculo de  $\Omega_e T_e$ , hallaremos la ascensión recta del meridiano de Greenwich,  $\alpha_{g,o}$ , a las 0h UT del día Juliano en que realizamos los cálculos, con la siguiente ecuación

$$\alpha_{g,o} = 99,6909833 + 36000,7689T_c + 0,00038708T_c^2 \quad \text{grados} \quad (3.49)$$

donde,  $T_c$  es el tiempo transcurrido en siglos Julianos desde las 0 h UT del 1 de enero de 1900, calculamos  $T_c$  de la siguiente manera:

$$T_c = (JD - 2415020)/36525 \quad \text{siglos Julianos} \quad (3.50)$$

Finalmente el valor de  $\Omega_e T_e$  lo calculamos como se sigue:

$$\Omega_e T_e = \alpha_{g,o} + 0,25068447 t \quad \text{grados} \quad (3.51)$$

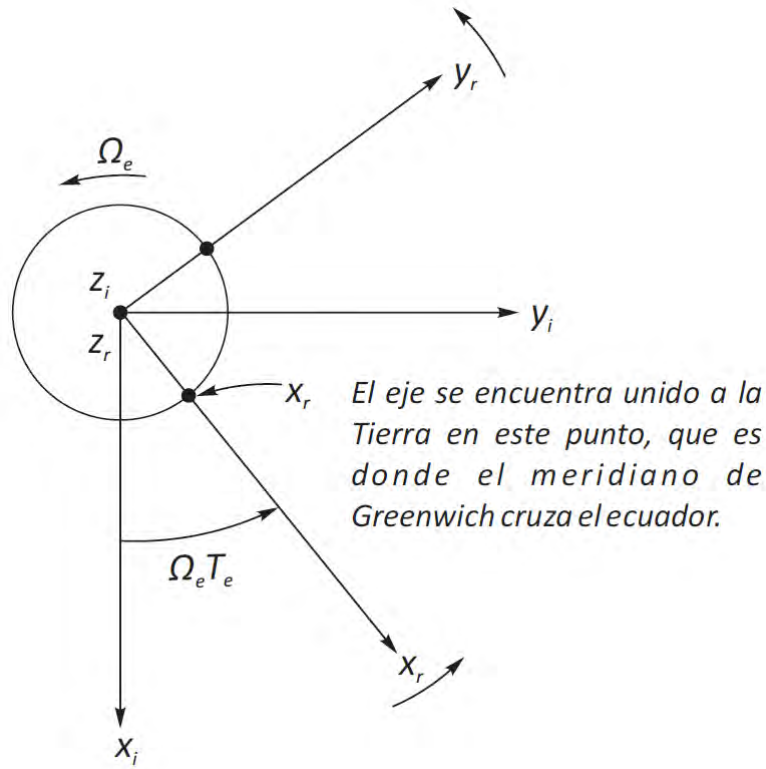


Figura 3.12: Relación entre sistema de coordenadas rotativo  $(x_r, y_r, z_r)$  y sistema geocéntrico ecuatorial  $(x_i, y_i, z_i)$

Siendo  $t$  el tiempo en minutos transcurridos desde la medianoche UT en el día que se realizan los cálculos.

Desarrollo matemático extraído de [32].

### 3.2.5. Satélites con Igual Traza

Si se pretende conseguir que varios satélites tengan la misma traza, se han de utilizar las siguientes ecuaciones:

$$M_j = M_0 - j \frac{m2\pi}{n} \quad (3.52)$$

$$\Omega_j = \Omega_0 + j \frac{2\pi}{n} \quad (3.53)$$

donde,

$n$ , es el número de satélites.

$j$ , es el índice de cada satélite, siendo el primero  $j = 0$  y el último  $j = n - 1$ .

$m$ , es el número de revoluciones por día.

$M$ , es la anomalía media.

$\Omega$ , es la ascensión recta del nodo ascendente.

### 3.3. Ángulos de Visión

Con este nombre se conoce a los ángulos necesarios para orientar la antena de nuestra estación terrena en la dirección correcta hacia el satélite que deseamos. Los ángulos especificados son el ángulo de azimut (Az) y el ángulo de elevación (El) (figura 3.13) [32].

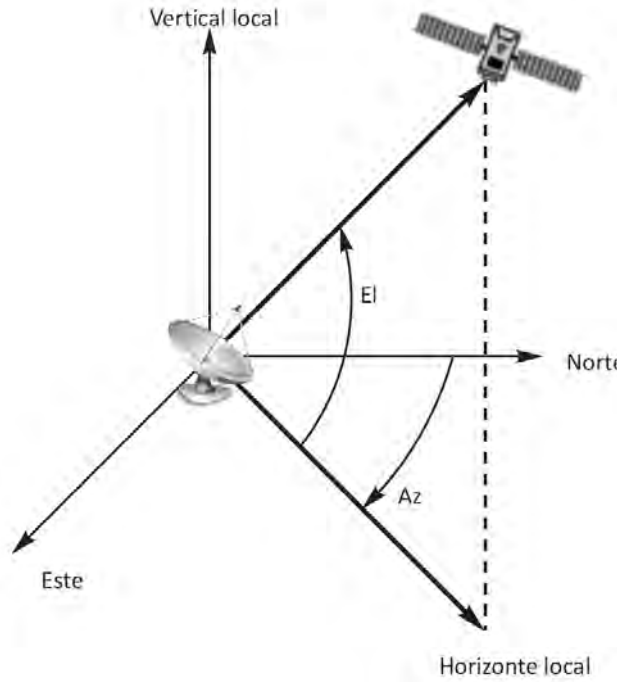


Figura 3.13: Ángulo de azimut y ángulo de elevación

**Ángulo de Azimut:** Se mide desde el Norte hacia el Este hasta la proyección sobre la horizontal local [8].

**Ángulo de Elevación:** Se mide desde la horizontal local hasta la dirección del satélite [8].

#### 3.3.1. Punto Subsatélite

El punto subsatélite es la intersección de la superficie terrestre con una línea que une el centro de la Tierra con el satélite. Una manera relativamente sencilla de calcular los ángulos de elevación y azimut es a partir del punto subsatélite.

- **Latitud punto subsatélite:** Representaremos la latitud norte del punto subsatélite como  $L_S$  y será calculada a partir de las coordenadas del satélite  $(x_r, y_r, z_r)$  del sistema rotativo que se vio en la sección 3.2.4.

$$L_S = 90^\circ - \cos^{-1} \left[ \frac{z_r}{(x_r^2 + y_r^2 + z_r^2)^{\frac{1}{2}}} \right] \quad [32] \quad (3.54)$$

- **Longitud punto subsatélite:** Representamos la longitud oeste del punto subsatélite como  $l_S$ , dicha longitud depende del cuadrante en el que se encuentre el punto  $(x_r, y_r)$  figura 3.14

$$l_S = \left\{ \begin{array}{ll} -\tan^{-1} \left( \frac{y_r}{x_r} \right), & y_r \geq 0 \quad y \quad x_r \geq 0 \text{ (primer cuadrante)} \\ 180^\circ + \tan^{-1} \left( \frac{y_r}{|x_r|} \right), & y_r \geq 0 \quad y \quad x_r \leq 0 \text{ (segundo cuadrante)} \\ 90^\circ + \tan^{-1} \left| \frac{y_r}{x_r} \right|, & y_r \leq 0 \quad y \quad x_r \leq 0 \text{ (tercer cuadrante)} \\ -\tan^{-1} \left( \frac{|y_r|}{x_r} \right), & y_r \leq 0 \quad y \quad x_r \geq 0 \text{ (cuarto cuadrante)} \end{array} \right\} [32] \quad (3.55)$$

Para las Ecs. (3.55) véase la figura 3.14.

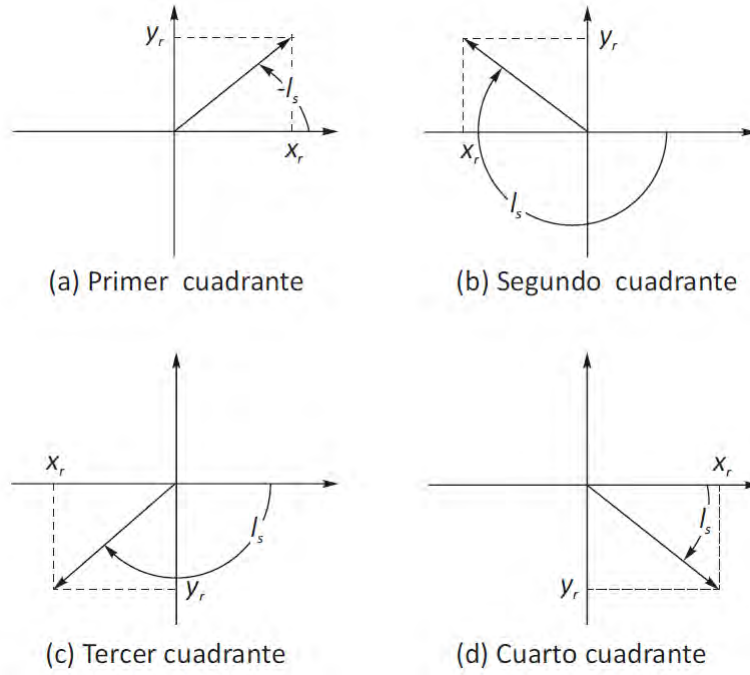


Figura 3.14: Relación entre las coordenadas del sistema rotativo  $(x_r, y_r)$  y la longitud  $l_S$  del punto subsatélite

Desarrollo obtenido de [32].



## 3.3.2. Cálculo del Ángulo de Elevación

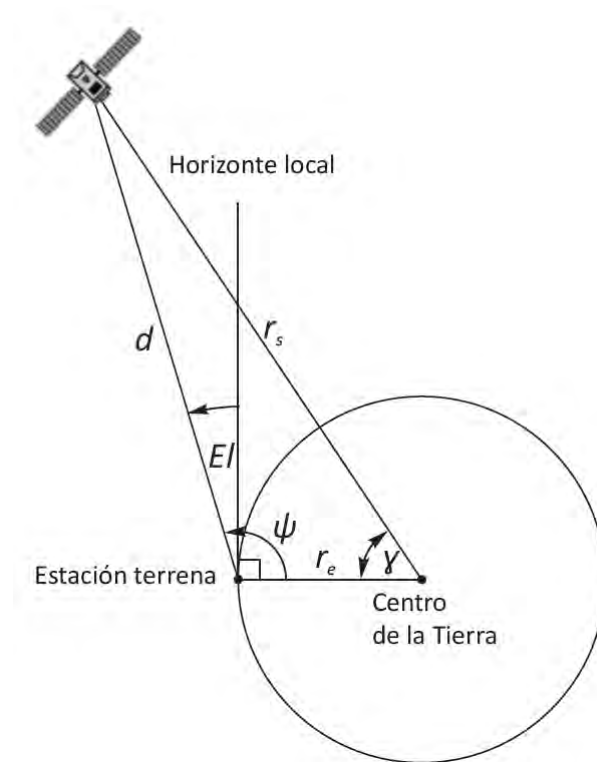


Figura 3.15: Geometría para el cálculo del ángulo de elevación

Como se puede observar en la figura 3.15, el cálculo del ángulo de elevación se resume a la resolución de un triángulo formado por las distancias  $r_e$ ,  $r_s$  y  $d$ .

La figura 3.15 contiene los siguientes parámetros:

$r_e$ : Es la distancia desde el centro de la Tierra al satélite.

$r_s$ : Es la distancia desde el centro de la Tierra a la estación terrena.

$d$ : Es la distancia desde la estación terrena al satélite.

$\gamma$ : Conocido como ángulo central, es el ángulo formado entre la estación terrena y el satélite (ángulo medido entre  $r_e$  y  $r_s$ ).

$\psi$ : Es el ángulo medido desde  $r_e$  hasta  $d$ .

Para calcular el ángulo central utilizaremos la siguiente fórmula:

$$\cos(\gamma) = \cos(L_e) \cos(L_s) \cos(l_s - l_e) + \sin(L_e) \sin(L_s) \quad (3.56)$$

donde,

$L_e$ : Es la latitud norte de la estación terrena.

$L_s$ : Es la latitud norte del punto subsatélite.

$l_e$ : Es la longitud oeste de la estación terrena.

$l_s$ : Es la longitud oeste del punto subsatélite.

Para el cálculo de  $d$  utilizaremos la ley del coseno, de la siguiente manera:

$$d = r_s \left[ 1 + \left( \frac{r_e}{r_s} \right)^2 - 2 \left( \frac{r_e}{r_s} \right) \cos(\gamma) \right]^{\frac{1}{2}} \quad (3.57)$$

Una vez conocida la distancia  $d$ , mediante el teorema del seno podemos calcular  $\psi$ :

$$\frac{r_s}{\sin(\psi)} = \frac{d}{\sin(\gamma)} \quad (3.58)$$

Como  $El = \psi + 90^\circ$ , implica

$$\cos(El) = \sin(\psi) \quad (3.59)$$

Combinando las Ecs. (3.57), (3.58) y (3.59), obtenemos el coseno del ángulo de elevación:

$$\begin{aligned} \cos(El) &= \frac{r_s \sin(\gamma)}{d} \\ &= \frac{\sin(\gamma)}{\left[ 1 + \left( \frac{r_e}{r_s} \right)^2 - 2 \left( \frac{r_e}{r_s} \right) \cos(\gamma) \right]^{\frac{1}{2}}} \quad [32] \end{aligned} \quad (3.60)$$

Desarrollo matemático obtenido de [32].

### 3.3.3. Cálculo del Ángulo de Azimut

Desde la estación de tierra, el centro de la tierra, el satélite y el punto subsatélite se encuentran en el mismo plano, por lo tanto el azimut puede ser medido desde la estación de tierra hasta el punto subsatélite.

Para realizar los cálculos se utilizan ecuaciones de trigonometría esférica. Tomaremos dos puntos genéricos sobre la superficie de la tierra. Sus latitudes norte serán  $L_A$  y  $L_B$  y sus longitudes oeste serán  $l_A$  y  $l_B$ .

Cada punto  $A$  o  $B$ , puede ser la estación de terrena siendo el otro correspondiente al punto subsatélite. Por definición el punto  $B$  es más cercano al polo que  $A$ . El polo y los puntos  $A$  y  $B$  forman un triángulo esférico con un ángulo polar  $C$ , un ángulo  $Y$  en el vértice  $B$  y un ángulo  $X$  en el vértice  $A$ . En la figura 3.16 se muestran los posibles casos de la situación de los puntos  $A$  y  $B$ .

El ángulo polar  $C$  viene dado por

$$C = |l_A - l_B| \quad \text{o} \quad |360 - |l_A - l_B|| \text{ grados} \quad (3.61)$$

haciendo que  $C \leq 180$  grados.

Si al menos uno de los puntos está en el hemisferio norte,  $B$  debe ser elegido de tal modo que se encuentre más cerca del polo norte que  $A$ , haciendo  $L_B > L_A$ . Entonces

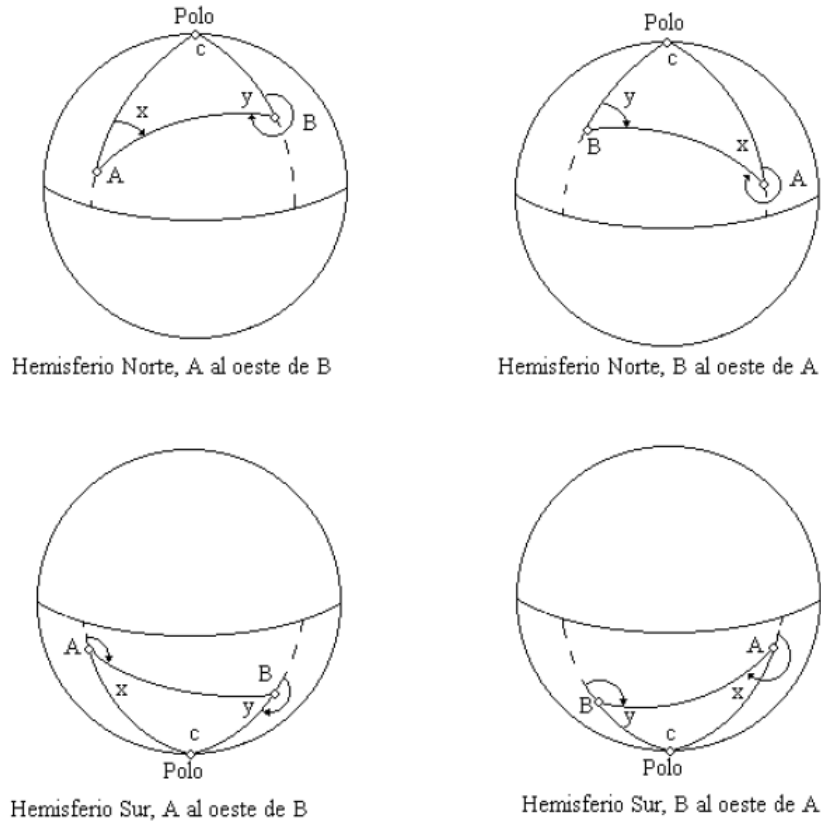


Figura 3.16: Geometría del cálculo del azimut

podemos calcular  $X$  e  $Y$  por:

$$\tan[0,5(Y - X)] = \frac{\cot(0,5C) \sin[0,5(L_B - L_A)]}{\cos[0,5(L_B + L_A)]} \quad [32] \quad (3.62)$$

$$\tan[0,5(Y + X)] = \frac{\cot(0,5C) \cos[0,5(L_B - L_A)]}{\sin[0,5(L_B + L_A)]} \quad [32] \quad (3.63)$$

$$X = 0,5(Y + X) - 0,5(Y - X) \quad [32] \quad (3.64)$$

$$Y = 0,5(Y + X) + 0,5(Y - X) \quad [32] \quad (3.65)$$

Si ambos puntos están en el hemisferio sur, entonces el punto  $B$  está más cerca del polo sur, haciendo  $L_B < L_A$  pero  $|L_B| > |L_A|$ . Entonces las Ecs. (3.62) y (3.63), se transforman en:

$$\tan[0,5(Y - X)] = \frac{\cot(0,5C) \sin[0,5(|L_B| - |L_A|)]}{\cos[0,5(|L_B| + |L_A|)]} \quad [32] \quad (3.66)$$

$$\tan[0,5(Y + X)] = \frac{\cot(0,5C) \cos[0,5(|L_B| - |L_A|)]}{\sin[0,5(|L_B| + |L_A|)]} \quad [32] \quad (3.67)$$

Desarrollo extraído de [32].

Al menos un punto en el hemisferio norte				
Punto	Subsatélite	Estación Terrena	Posición	Azimut en grados
	$A$	$B$	$A$ al oeste de $B$	$360 - Y$
	$B$	$A$	$A$ al oeste de $B$	$X$
	$A$	$B$	$B$ al oeste de $A$	$Y$
	$B$	$A$	$B$ al oeste de $A$	$360 - X$
Al menos un punto en el hemisferio sur				
Punto	Subsatélite	Estación Terrena	Posición	Azimut en grados
	$A$	$B$	$A$ al oeste de $B$	$180 + Y$
	$B$	$A$	$A$ al oeste de $B$	$180 - X$
	$A$	$B$	$B$ al oeste de $A$	$180 - Y$
	$B$	$A$	$B$ al oeste de $A$	$180 + X$

Tabla 3.1: Fórmulas para calcular el ángulo de azimut [32]

### 3.3.4. Visibilidad

Para que un satélite sea visible por una estación terrena el ángulo de elevación debe estar por encima de cierto nivel, que como mínimo debe ser cero (figura 3.17)

Para que el ángulo de elevación sea no negativo se ha de cumplir que

$$r_s \geq \frac{r_e}{\cos(\gamma)} \quad (3.68)$$

esto significa que el ángulo central máximo esta limitado por

$$\gamma \leq \cos^{-1} \left( \frac{r_e}{r_s} \right) \quad (3.69)$$

Desarrollo matemático extraído de [32].

### 3.3.5. Ángulo de Cobertura

Para poder calcular el ángulo de cobertura proyectado por el satélite sobre la Tierra, se utilizara la siguiente ecuación:

$$\text{Ángulo cobertura } \alpha = \sin^{-1} \left[ \left( \frac{r_e}{r_s} \right) \cos El \right] (\circ) \quad (3.70)$$

Donde,  $El$  debe ser igual a  $5^\circ$  (capítulo 4.3.3, Cobertura radioeléctrica) [8] para calcular el caso en el extremo del borde de la zona de cobertura, obteniendo:

$$\text{Ángulo cobertura } \alpha = \sin^{-1} \left[ \left( \frac{r_e}{r_s} \right) \cos 5^\circ \right] (\circ) \quad (3.71)$$

No obstante, hay libros que especifican que  $El$  tiene que tener un valor de  $0^\circ$  [34], obteniéndose entonces:

$$\text{Ángulo cobertura } \alpha = \sin^{-1} \left( \frac{r_e}{r_s} \right) (\circ) \quad (3.72)$$

Finalmente, podemos observar que anteriormente no hemos hecho mas que utilizar la definición del ángulo central,  $\gamma$ , pudiendo calcularse de la siguiente manera:

$$\gamma = 90^\circ - \alpha (\circ) \quad (3.73)$$

Desarrollo obtenido de [34].

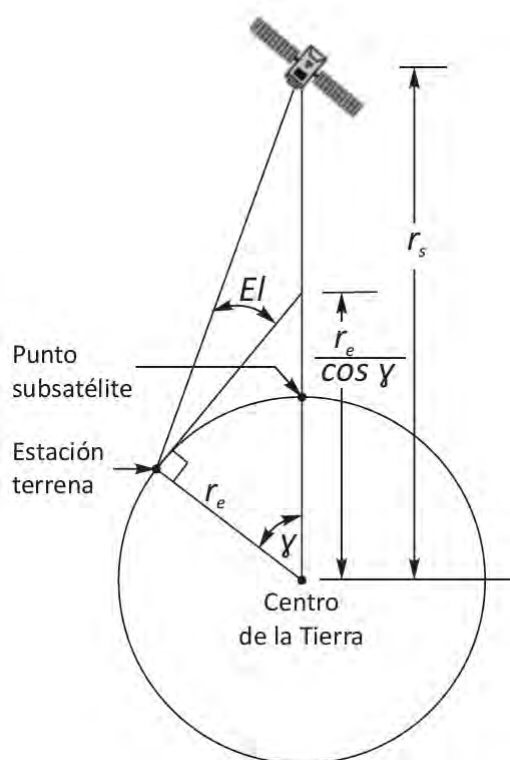
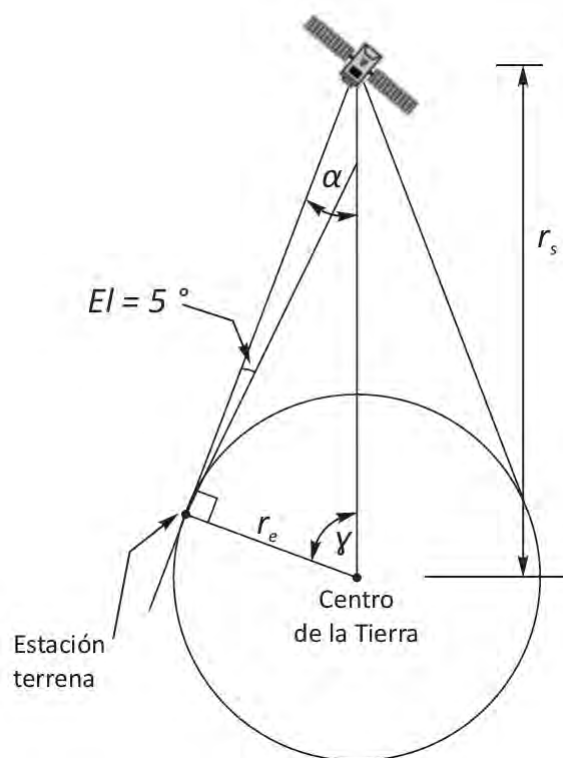


Figura 3.17: Geometría del problema de la visibilidad

Figura 3.18: Ángulo de cobertura proyectado sobre la Tierra (ángulo central,  $\gamma$ )



## Capítulo 4

# Sistema de Radiocomunicación por Satélite

### 4.1. Estructura de un Sistema de Radiocomunicación por Satélite

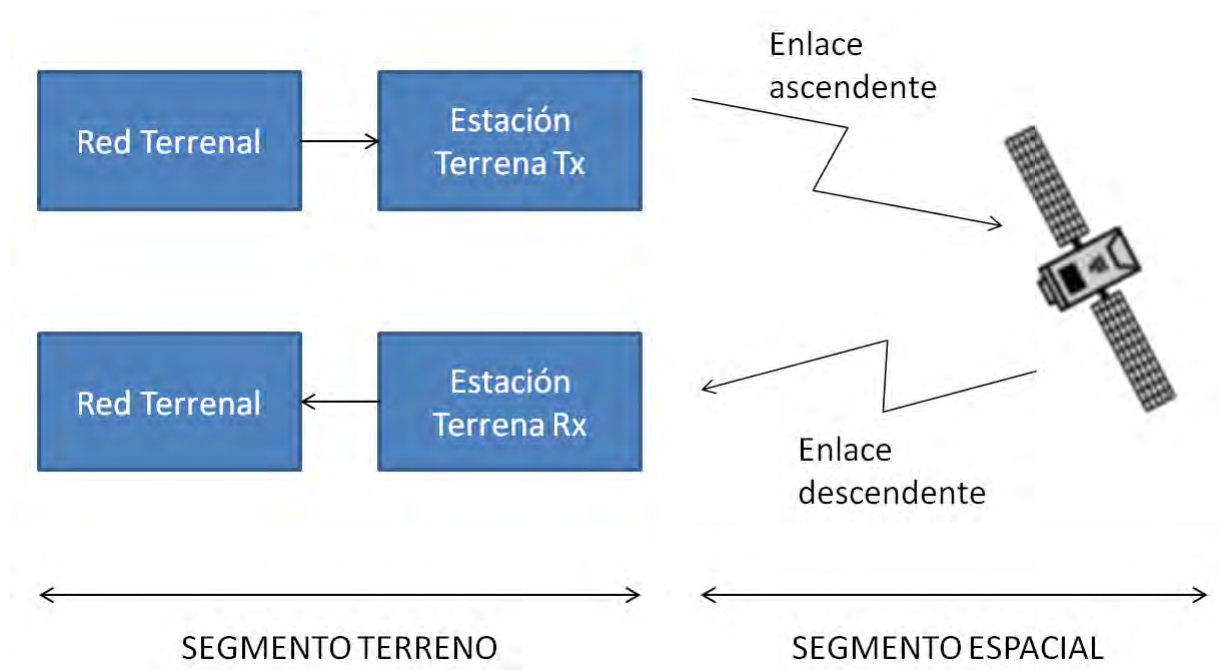


Figura 4.1: Estructura del Sistema

- **Estación terrenal de transmisión:** Recibe la señal en banda base, la modula y la pasa a una portadora en Frecuencia Intermedia (FI), posteriormente la convierte a Radio Frecuencia (RF) para que sea amplificada y transmitida [8].
- **Enlaces ascendente y descendente:** La propagación se produce en espacio libre, la atenuación existente es debida a la frecuencia, la distancia, a la presencia de la atmósfera, así como a la lluvia [8].
- **Satélite:** Es una estación repetidora, que amplifica la señal, para posteriormente cambiarla de banda y retransmitirla [8].

Está formado por diferentes elementos:

- a) **Recepción:** Este bloque está compuesto por la antena, el filtro y un amplificador de bajo factor de ruido.
  - b) **Transpondedor:** Se trata de un convertidor de frecuencia que amplifica la señal.
  - c) **Conmutación:** Sección encargada del encaminamiento y la asignación de transpondedores.
  - d) **Transmisión:** Bloque formado por un amplificador de potencia, un filtro y la antena.
- **Estación terrenal de recepción:** Consta de un receptor superheterodino, una antena muy directiva y un amplificador de bajo nivel de ruido. El proceso que realiza con las señales es el siguiente: Amplificación de la señal, posteriormente la convierte a FI, la demodula, la multiplexa y realiza su encaminamiento [8].
  - **Segmento espacial:** Se trata del satélite (En el caso de MEO y LEO hablamos de constelaciones) [8].
    - a) **Carga útil:** La carga útil es la razón de ser del satélite, es aquella parte del satélite que recibe, amplifica y retransmite las señales con información útil.
    - b) **Plataforma:** Está compuesta por todos los subsistemas que permiten operar a la carga útil.

## 4.2. Usos de los Satélites Artificiales

- **Satélites de comunicaciones:** Estos satélites se emplean para transmitir información de un punto a otro de la Tierra, en particular telefonía, TV y datos [18].
- **Satélites de observación terrestre:** Son los satélites encargados de observar la Tierra, su misión tiene un carácter científico o militar, por ejemplo, se utilizan para la meteorología, la geodesia (aplicación militar, realización de mapas topográficos) y la exploración de recursos [18].
- **Satélites de observación espacial:** Dichos satélites se utilizan con un claro objetivo científico, se encargan de realizar la exploración del espacio, están formados por telescopios y radiotelescopios [18].
- **Satélites de radiodeterminación:** Los satélites utilizados para radiodeterminación permiten fijar la posición de los objetos que se encuentran en la superficie terrestre, ejemplos de dichos sistemas serían GPS, GALILEO [18].
- **Estaciones espaciales:** Son satélite destinados a estar habitados por el ser humano, tienen un objetivo científico, entre estos, se encuentra la Estación Espacial Internacional, que está en órbita desde 1998 y habitada permanentemente desde 2002 [18].
- **Sondas espaciales:** Una sonda espacial está destinada a observar otro cuerpo celeste y por lo tanto debe estar en condiciones de desplazarse [18].

Este Trabajo Fin de Grado se centrará en el estudio de los satélites de comunicaciones.



## 4.3. Consideraciones del Diseño

### 4.3.1. Órbita

Se trata de un elemento fundamental del diseño de un sistema satelital. Se rigen por las Leyes de Kepler, las cuales son consecuencia de la Ley de Gravitación Universal. Su elección depende del tipo de cobertura, la aplicación, los recursos económicos, entre otros parámetros [9], [18].

Si bien, gran parte de los satélites dedicados a comunicaciones se suelen ubicar en la órbita geoestacionaria, existe también la posibilidad de situarlos en otras diferentes, lo cual puede ser de gran utilidad en algunos casos e incluso totalmente necesario a veces, como puede ser cuando queramos tener buena cobertura en zonas polares, etc. Podemos clasificar las órbitas como geoestacionaria (GEO) y oblicua (No GEO).

#### ■ GEO

Se trata de una órbita circular y ecuatorial, con una inclinación nula y un periodo de revolución igual a un ciclo terrestre (24 horas, síncrona), por lo tanto, parece estar siempre sobre el mismo lugar de la superficie del planeta.

El plano de la órbita debe estar situado al nivel del ecuador, con objeto de que el satélite no derive en latitud, además, la órbita debe ser circular para que la velocidad del satélite permanezca uniforme. Su radio tendrá un valor de 42 172 km., es decir, se situará a una altura de 35 806 km. sobre la superficie terrestre.

Los GEO precisan de un menor número de satélites para cubrir la totalidad de la superficie terrestre (3 satélites). Sin embargo, adolecen de una latencia de 0,25 segundos debido a la distancia que debe recorrer la señal desde la Tierra al satélite y viceversa. La cobertura de estos satélites no cubre las regiones polares.

Además, los GEO necesitan obtener unas posiciones orbitales específicas alrededor del ecuador para mantenerse lo suficientemente alejados unos de otros (unos 1 600 km. o dos grado). La *World Administrative Radio Conference (WARC)* administra estas posiciones, siendo la posición orbital española de 30° Oeste, estos satélites se emplean para los servicio fijo, móvil y de radiodifusión.

Sin embargo, los satélites de la órbita geoestacionaria tienen una serie de inconvenientes:

- Las zonas de servicio de los satélites son muy grandes, con lo que se malgasta parte de ella en regiones indeseadas como océanos, zonas poco pobladas, etc.
- Por el mismo motivo, la capacidad del sistema es limitada, puesto que el número de usuarios potenciales en una zona de servicio tan grande es muy elevado y no cabe la posibilidad de reutilizar las frecuencias para atender a dos clientes distintos en una misma zona.
- Debido a la elevada altitud de la órbita, las pérdidas por atenuación son considerables, provocando que no sea posible diseñar terminales portátiles de bolsillo (el tamaño mínimo de un terminal es aproximadamente el de un maleta). Además, como causa de la altura se requieren lanzadores de alto coste.

- También a causa de la distancia, el retardo de propagación es lo suficientemente elevado como para degradar comunicaciones de voz en tiempo real.
- Al ser una órbita ecuatorial, la cobertura empeora notablemente con la latitud, no permitiendo cubrir regiones con latitudes elevadas.

La información anterior ha sido extraída de [8], [9], [18].

Debido a estas razones surge la necesidad de utilizar otro tipo de órbitas diferentes a las GEO, las no GEO.

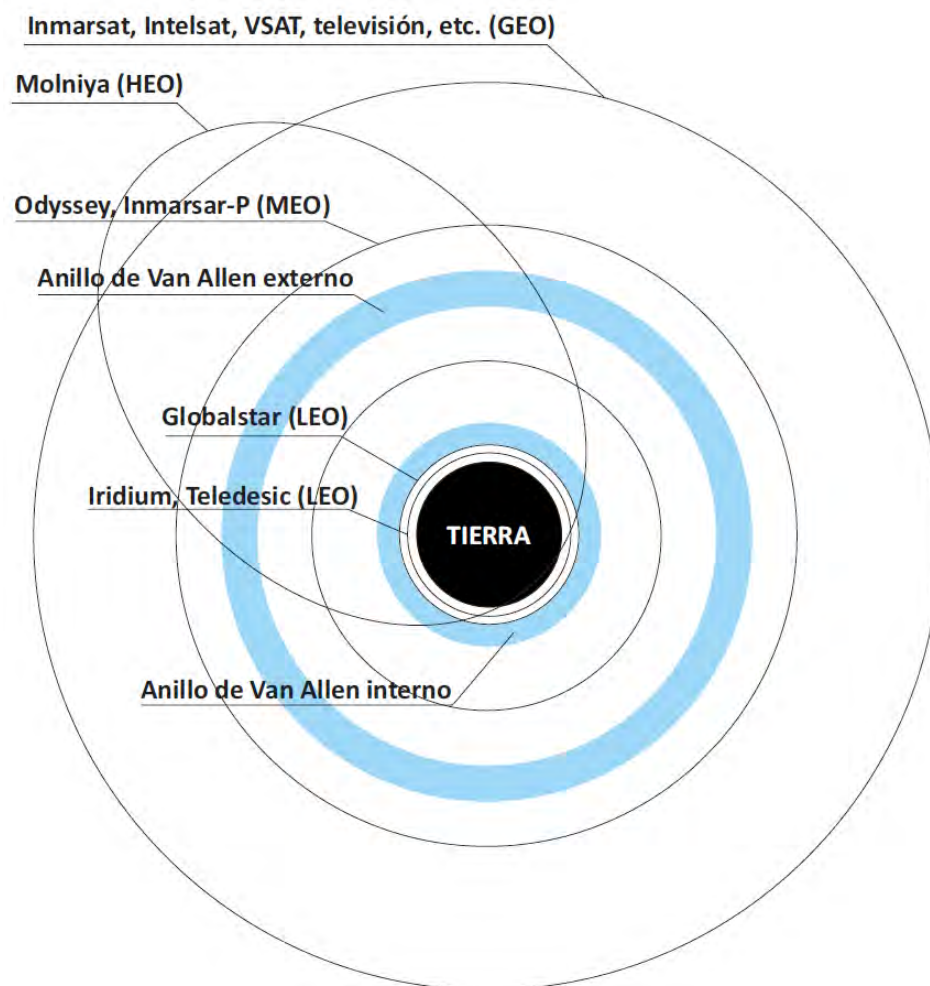


Figura 4.2: Ubicaciones de satélites más usuales

#### ■ No GEO

- **MEO:** Sistema a mitad de camino entre los GEO y los LEO, con órbitas que se encuentran a una altura entre los 3000 y 11000 km. y constelaciones en torno a unos 8-12 satélites. Se presentan como una solución de compromiso entre las dos anteriores por lo que cuentan con las ventajas e inconvenientes de los dos sistemas, pero no de manera tan marcada.

A diferencia de los GEO su posición relativa respecto a la Tierra no es fija.

Debido a su menor altitud necesitan más satélites para cubrir la superficie terrestre, en cambio la latencia del sistema se reduce de manera significativa. En la actualidad no existen muchos MEO y se utilizan principalmente para posicionamiento.

Datos obtenidos de [8], [9], [18].

- **LEO:** Son los satélites cuyas órbitas son generalmente circulares y tienen un plano inclinado en relación con el ecuador (de  $50^\circ$  a más de  $90^\circ$ ). Poseen una altitud baja, entre los 200 y 3 000 km. Su periodo varía entre los 90 minutos y las 2 horas. En un punto concreto de la superficie terrestre, el tiempo en que el satélite permanece sobre él es de alrededor de 15 minutos (este es el tiempo en que un móvil es servido por un satélite, tras el cual otro satélite pasa a servirle).

**Ventajas:**

- Débil atenuación del enlace, lo que posibilita la reducción del tamaño de los satélites y de los terminales, pudiendo realizarse terminales de bolsillo.
- Retardo de propagación tolerable para servicios de voz en tiempo real.
- Posibilidad de coberturas en los polos, con órbitas inclinadas.
- Las zonas de servicios son pequeñas, lo cual permite un mejor aprovechamiento de las mismas. Además, se produce un aumento de la capacidad del sistema por diversidad espacial, gracias, a la reutilización de frecuencias en celdas no contiguas
- El ahorro en la puesta en órbita es considerable, al poder utilizarse un solo transbordador sencillo.
- Las redes LEO pueden contar con enlaces entre satélites - *Inter-Satellite Link* (ISL's), dotando al sistema conjunto, la red LEO más la red terrestre, de una enorme versatilidad y flexibilidad.

**Inconvenientes:**

- Debido a la altitud de la órbita, para obtener cobertura global es necesario un gran número de satélites y organizarlos formando una constelación.
- Para reducir el número de satélites de una constelación a límites tolerables, se requiere que el ángulo de elevación mínimo sea muy bajo. Esto conlleva un aumento considerable de la probabilidad de desvanecimiento causados por obstáculos tales como árboles, edificios. Dicho problema es conocido como "shadowing".
- El empleo de ISL's conlleva un aumento considerable de la complejidad del satélite, que se comporta como una pequeña centralita de conmutación, además de un aumento del retardo de propagación, debido a los múltiples saltos que efectúa la señal.
- Los handover de las llamadas en curso son frecuentes debido a la elevada velocidad del satélite respecto a la Tierra, es decir, suele ser habitual que un usuario conmute de una zona de servicio a otra durante una llamada en curso.

Esta información ha sido obtenida de [8], [9], [18].

- **HEO:** Es una órbita elíptica muy inclinada con respecto al ecuador. Un ejemplo es la órbita Molniya (figura 4.3), creada por la *URSS*. La serie de satélites Molniya utilizaba una inclinación de  $65^\circ$  que posteriormente fue cambiada a  $62,5^\circ$ . Esta órbita elíptica tiene un perigeo de 1 000 km. y un apogeo de 40 000 km. lo

CARACTERÍSTICAS	LEO	MEO	GEO
Coste del Segmento Espacial	Alto	Bajo	Medio
Vida del Satélite (años)	3-7	10-15	10-15
Coste de las Pasarelas	Alto	Medio	Bajo
Terminales de Bolsillo	Sí	Sí	No
Satélites cobertura total Tierra	60-90	8-12	3
Retardo de Propagación	imperceptible	imperceptible	sensible (250 ms)
Ángulos de Elevación	bajos (malo)	medios	altos (bueno)
Complejidad de las Operaciones	alta	media	baja
Handover	frecuente	infrecuente	inexistente
Penetración en Edificios	limitada	limitada	nula
Tiempo de Desarrollo	largo	corto	largo
Tiempo de Implantación	largo	medio	corto
Riesgo Tecnológico	alto	bajo	medio

Tabla 4.1: Análisis Comparativo de las Distintas Opciones Orbitales [6]

cual implica una excentricidad de alrededor de 0,7.

Para su diseño se tomaron una serie especial de combinaciones de inclinación, apogeo y perigeo, de manera que el apogeo no se situara sobre el hemisferio sur. Igualmente, el perigeo y apogeo se tomó de forma que el periodo orbital fuera la mitad de la duración de un día sideral, es decir, de 11 horas y 58 minutos. Debido a ello, los apogeo siempre ocurrirán a la misma longitud, lo cual resulta apropiado para cubrir la región rusa.

Sin embargo, para poder ofrecer el servicio durante todo el tiempo en un mismo punto, no será suficiente con un solo satélite, serán necesarios alrededor de 3 o 4 satélites. Las órbitas y fases de los mismos se escogen de manera que al menos en todo momento haya un satélite disponible.

El principal inconveniente de este sistema es que en las estaciones terrenales se hace necesario el uso de dos antenas de rastreo. Ya que la distancia de la estación-satélite cambia continuamente, por tanto la potencia recibida varía y lo mismo ocurre con la frecuencia en recepción debido al efecto Doppler.

Por otro lado, como la altitud del satélite cambia, el haz de cobertura también variará. Los satélites Molniya llevan una antena de rastreo que debe permanecer orientada hacia las estaciones de tierra operativas. Además tiene una escasa o nula cobertura en el hemisferio sur.

Mientras que su principal ventaja viene dada por su elevado ángulo de elevación, el cual resulta muy apropiado para dar cobertura en el hemisferio norte, sobre todo en regiones polares, obteniéndose una cobertura muy buena, imposible de conseguir con satélites GEO.

La fuente de esta información es [9].

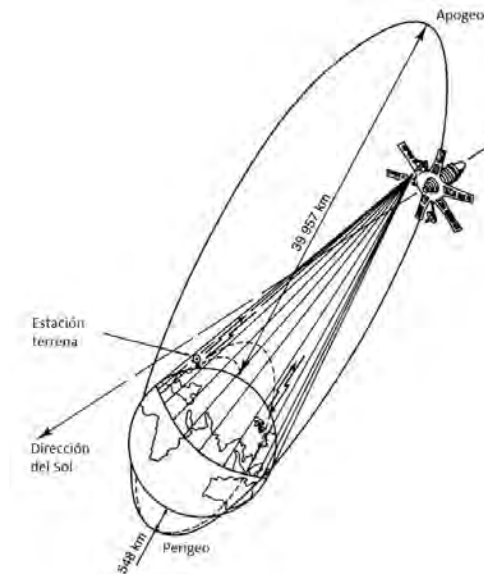


Figura 4.3: Representación de la órbita de tipo Molniya, modificado de [9]

#### 4.3.2. Anillos de Radiación de Van Allen

Las órbitas se diseñan teniendo en cuenta la presencia de los anillos de Van Allen, que fueron descubiertos por *James Van Allen* (1914 - 2006), científico que participó en el *Explorer I*, en 1958.

Son toroides de partículas de alta energía (electrones y protones) consecuencia de la presencia del campo magnético terrestre. La distribución de campo presenta polos magnéticos diferentes a los geográficos y ciertas anomalías.

Estos anillos perjudican a los equipos por la radiación, sin embargo protegen a las órbitas bajas de la radiación solar, como es el caso de los satélites LEO. Se ha de evitar que la órbita de los satélites los cruce, siendo habitual que satélite y vuelos tripulados eviten estos cinturones.

- **El cinturón interno de Van Allen** está formado principalmente por protones de alta energía debido al choque de las ráfagas de partículas de rayos cósmicos. Se encuentra entre los 1 500 y 5 000 km. (figura 4.2) [6].
- **El cinturón externo de Van Allen** se compone fundamentalmente de electrones de alta energía, provenientes de los rayos cósmicos y de los procesos de aceleración magnetosféricos. Se sitúa entre los 13 000 y 30 000 km. (figura 4.2) [6].

#### 4.3.3. Cobertura

##### Cobertura geométrica

La cobertura geométrica es la superficie de la Tierra visible, se trata de un cono tangente a la Tierra desde el satélite [9]. Hace referencia al contorno que rodea la zona de servicio ensanchada por las áreas de incertidumbre de sus puntos e incluye los efectos combinados de desapuntamiento debidos al movimiento del satélite y al desplazamiento del satélite respecto la región geográfica considerada.

- **Cobertura global:** Cuando el contorno geométrico de la zona de servicio rodea toda la parte visible de la Tierra correspondiente a un determinado ángulo de elevación (figura 4.4 y figura 4.5) [9].

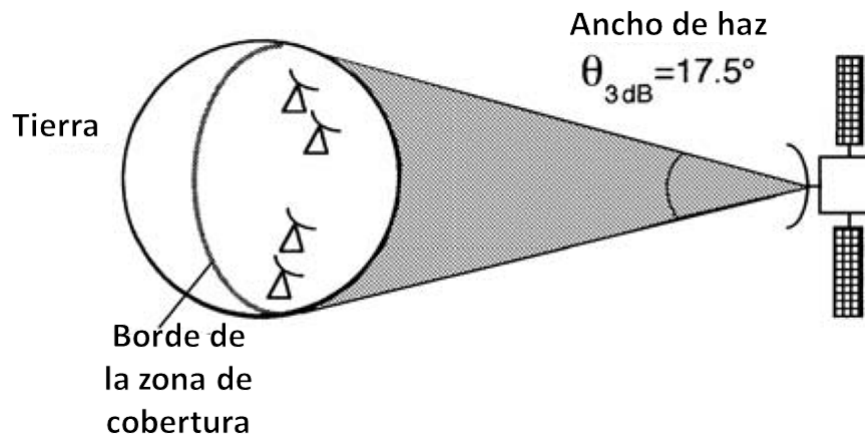


Figura 4.4: Ejemplo de cobertura global, modificado de [9]

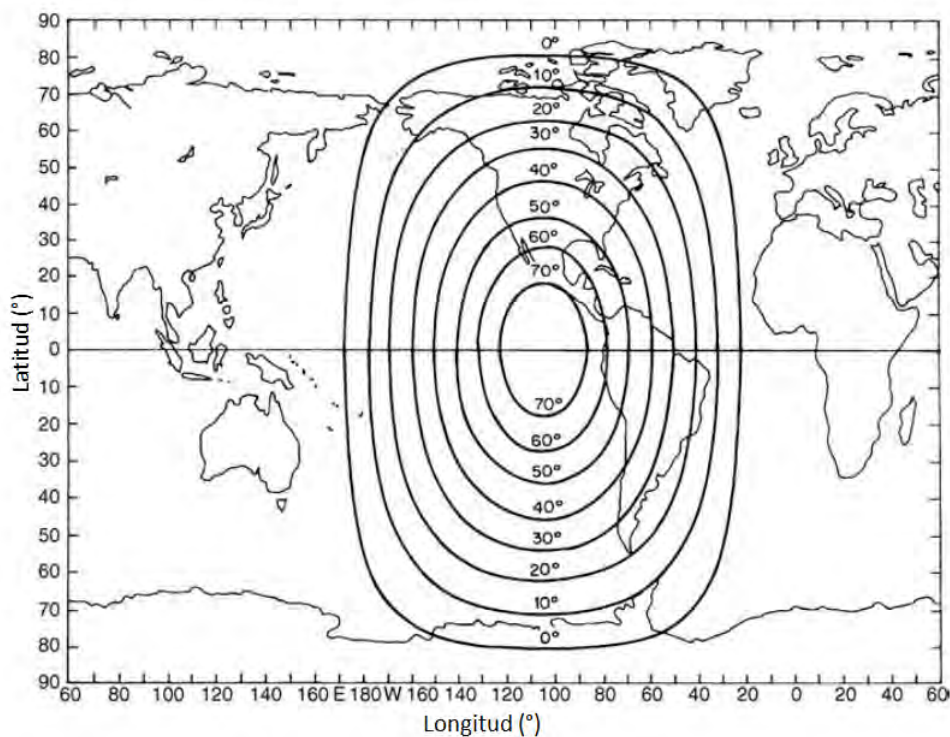


Figura 4.5: Ejemplo de cobertura global en función del ángulo de elevación, modificado de [9]

- **Cobertura reducida:** Cuando la cobertura no es global se dice que es reducida y debe entonces referirse a una región específica de la Tierra vista desde el satélite (figura 4.6) [9].

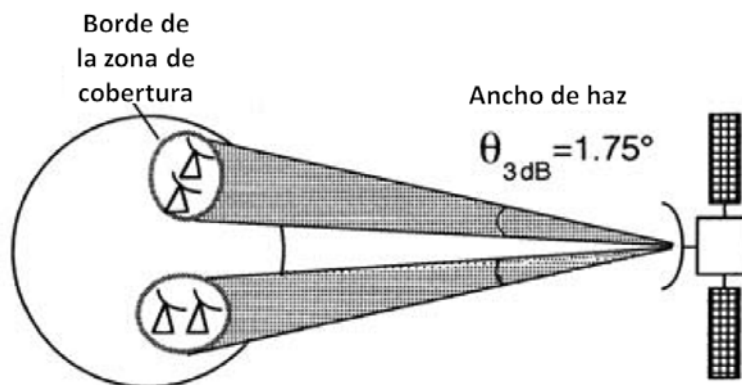


Figura 4.6: Ejemplo de cobertura reducida, modificado de [9]

- **Cobertura multihaz con haces separados:** En este caso la zona de servicio consiste en un conjunto de regiones geográficas separadas entre sí. Estas regiones son iluminadas por haces estrechos de sección transversal circular que pueden compartir la misma banda de frecuencias siempre que la separación angular sea suficiente. La utilización de polarizaciones ortogonales permite un mayor aislamiento entre enlaces aunque la separación angular sea pequeña (figura 4.7) [9].

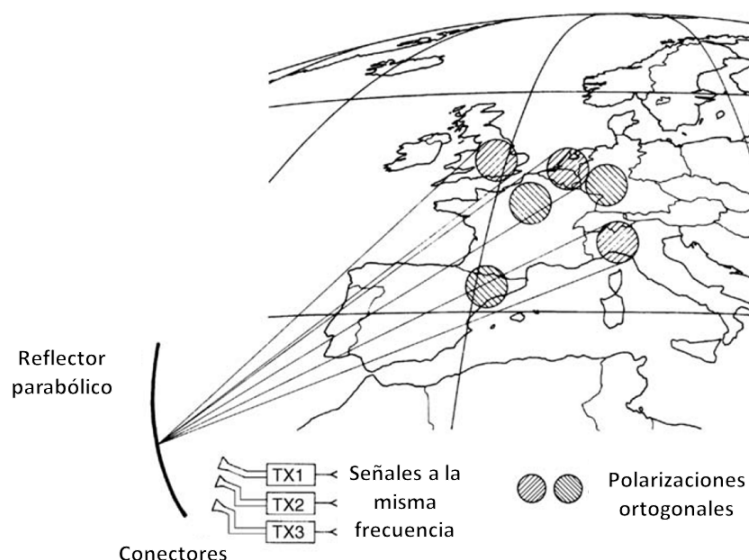


Figura 4.7: Ejemplo de cobertura multihaz con haces separados, modificado de [9]

- **Cobertura multihaz con haces contiguos:** Utilizando un conjunto de haces contiguos estrechos se consigue un mejor ajuste de la zona de servicio respecto al caso de un haz único. Se consigue una alta capacidad y la eficiencia en el uso del espectro es mayor al existir una reutilización de las frecuencias. Como desventajas se puede mencionar la mayor complejidad y costo del sistema (figura 4.8) [9].

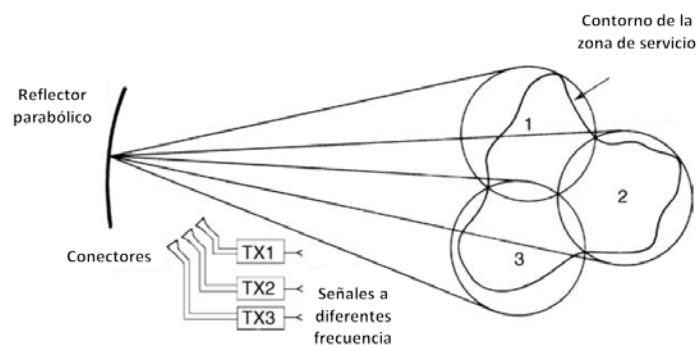


Figura 4.8: Ejemplo de cobertura multihaz con haces contiguos, modificado de [9]

- **Cobertura multihaz con solapamiento de haces:** Combinando varios haces y la reutilización de frecuencias conseguimos una cobertura por mallado de haces cuyo patrón básico está formado por haces que utilizan un conjunto de frecuencias que se repiten de manera ordenada sobre la zona de servicio (figura 4.9) [9].

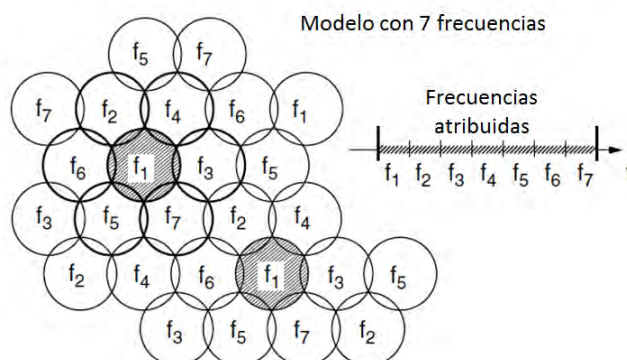


Figura 4.9: Ejemplo de cobertura multihaz con solapamiento de haces, modificado de [9]

La distancia angular entre haces que reutilizan la misma banda de frecuencias determina el nivel de interferencia cocanal. Las mayores interferencias se producen en el borde de la zona de cobertura cubierta por un haz, pues es donde el nivel de la señal es menor, debido a la reducción de ganancia que experimenta y donde el nivel de interferencia es mayor [9].

Cuanto mayor sea el número de haces utilizados en el patrón básico, mayor distancia angular tendremos entre haces que usan la misma frecuencia y por tanto menos interferencia en el sistema. Por otra parte, el ancho de banda que quedaría disponible para cada haz sería menor [9].

**Cobertura radioeléctrica** La cobertura radioeléctrica es menor que la cobertura geométrica, puesto que las antenas suelen necesitar una elevación mínima de  $5^\circ$ . La cobertura radioeléctrica viene limitada por la distancia total del vano, el ruido radioeléctrico y el volumen de atmósfera atravesado [8].



#### 4.3.4. Acceso Múltiple

Uno de los aspectos más importante en el diseño de un sistemas de comunicaciones es la solución al problema que supone el tener un gran número de usuarios interesados en acceder al sistema y disponer de una cantidad limitada de canales para que estos usuarios sean servidos.

Cada estación terrena dispone de un terminal que accede al satélite individualmente en el trayecto ascendente (acceso múltiple). En el descendente, la transmisión suele ser por difusión y cada estación extrae la señal destinada a ella (multiplexado) [7].

Un protocolo de acceso múltiple consiste en una estrategia de control de las transmisiones mediante la cual se intenta reducir todo lo posible la probabilidad de colisión entre dos o más usuarios que intentan realizar una transmisión a través del mismo canal de comunicación.

Existen diferentes técnicas de acceso múltiple:

- **FDMA:** Se comparte el satélite temporalmente pero en distintas bandas de frecuencia.

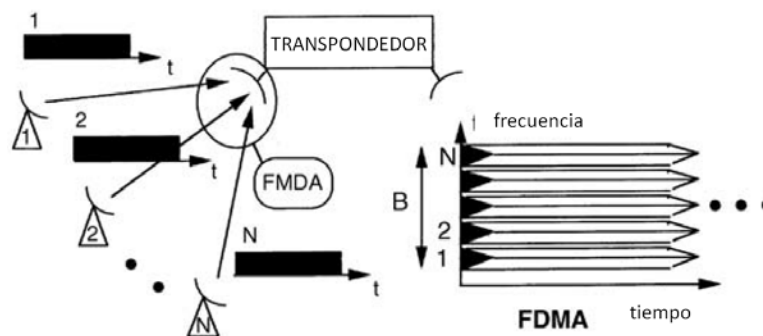


Figura 4.10: Sistema de acceso múltiple FDMA, modificado de [9]

- **TDMA:** Los usuarios transmiten en un orden temporal asignado de forma que en cada instante tiene acceso a todos los recursos del transpondedor.

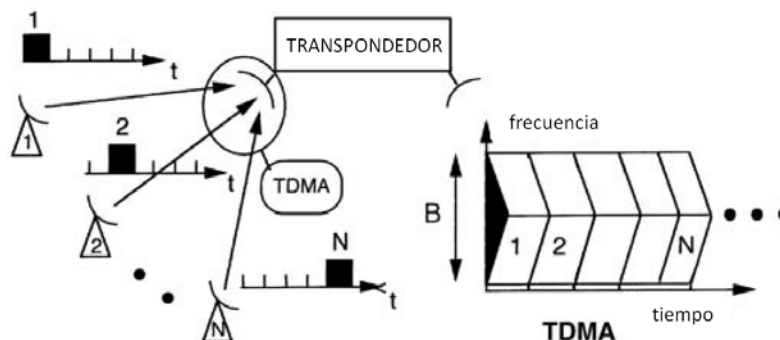


Figura 4.11: Sistema de acceso múltiple TDMA, modificado de [9]

- **CDMA:** Se transmite simultáneamente señales ortogonales que ocupan una banda.

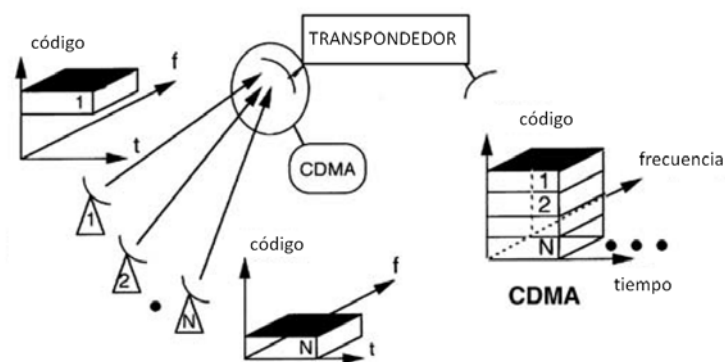


Figura 4.12: Sistema de acceso múltiple CDMA, modificado de [9]

## FDMA

En FDMA se distribuye el ancho de banda entre las estaciones participantes. Cada estación terrena puede tener una o varias portadoras, a cada portadora se le asigna una banda de frecuencias con una banda de guarda. En FDMA la estación terrena modula todo el tráfico existente en la portadora correspondiente, transmitiendo portadoras de voz o vídeo. Sin embargo, surgen pequeños problemas de interferencia mutua.

En el satélite, el transpondedor realiza la conversión de frecuencias en las sub-bandas y amplifica la señal, existe un problema con el ruido de intermodulación en el amplificador.

Posteriormente, desde el satélite se difunde la señal a toda la banda. Cada estación terrena receptora es la encargada de acceder a la información destinada ella.

Información extraída de [6].

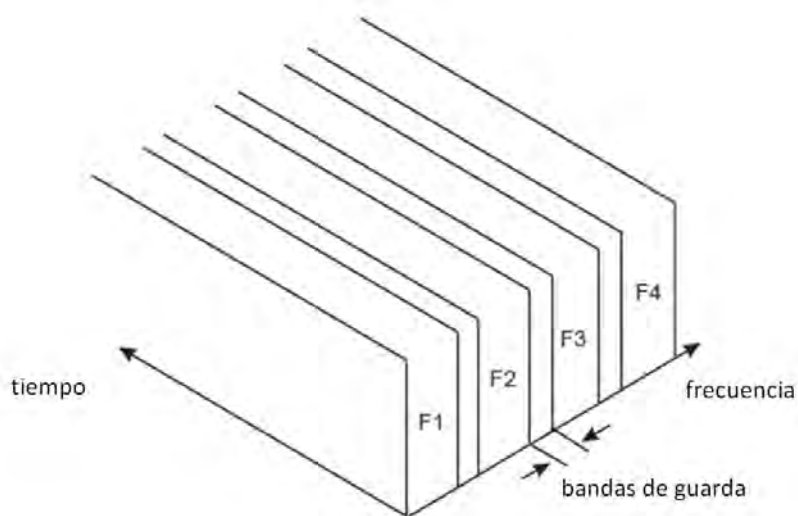


Figura 4.13: Estructura del acceso múltiple por división en frecuencia (FDMA), modificado de [6]

## TDMA

En TDMA la información debe ser digital, cada estación terrena transmite una detrás de otra ráfagas de cierta duración que se repiten cíclicamente en el transpondedor.

La trama tiene ciertas características, se requieren tiempos de guarda para separar las ráfagas de los distintos usuarios. Además, se necesitan preámbulos con la información de la recuperación de portadora y de símbolo. Los circuitos de recuperación de portadoras y sincronismo deben ser rápidos.

Las portadoras ocupan a tiempos distintos el ancho de banda del transpondedor. En el transpondedor solo existe una portadora en un instante de tiempo, por lo tanto, no va a haber problemas de intermodulación pudiéndose trabajar en saturación. Existe una necesidad de sincronización para que no se solapen las ráfagas en el transpondedor.

El TDMA solo se produce en sentido ascendente, el satélite recibe todas las tramas y las transmite en forma de señal multiplex por división en el tiempo (TDM), como se muestra en la figura 4.11.

Recursos obtenidos de [6].

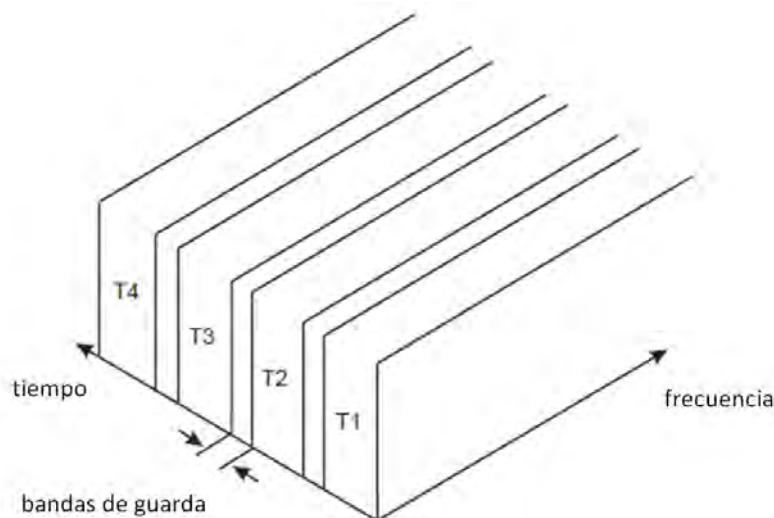


Figura 4.14: Estructura del acceso múltiple por división en el tiempo (TDMA), modificado de [6]

## CDMA

En un sistema CDMA la señal ocupa todo el ancho de banda disponible durante todo el tiempo, pudiéndose distinguir las señales entre si de acuerdo a un código específico asignado a cada usuario.

Todas las estaciones pueden transmitir simultáneamente ocupando el mismo ancho de banda, produciéndose una interferencia entre las transmisiones de las diferentes estaciones. El receptor resuelve este problema identificando el código de cada transmisor.

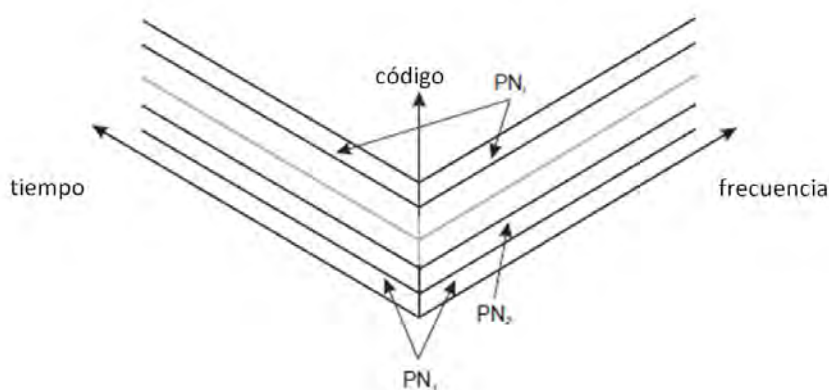


Figura 4.15: Estructura del acceso múltiple por división en código (CDMA), modificado de [6]

El código es una secuencia binaria que se combina con la información a transmitir. Debe distinguirse de los demás códigos e incluso de una copia retardada de sí mismo, a los bits del código se les denomina chips.

Las técnicas usadas son las de secuencia directa (DS) y salto en frecuencia (FH). Otras técnicas que se utilizan son las de salto del tiempo (TH), sistemas FM con pulsos o sistemas chip y técnicas híbridas: FH+DS, TH+FH y TH+DS.

El método más empleado de CDMA, es el de DS, el espectro frecuencial de la señal es ensanchado al realizar su correlación con una secuencia pseudoaleatoria (pseudo-ruido), llamada código. El receptor podrá recuperar la señal conociendo esta secuencia pseudoaleatoria.

La fuentes de estos datos es [6].

#### 4.3.5. Banda de Frecuencia y Ancho de Banda

##### Banda de Frecuencia

En comunicaciones por satélite se suelen utilizar principalmente dos bandas, banda C (6/4 GHz) y banda Ku (14/11 GHz). En ambas bandas se utilizan unos 500 MHz y la elección entre una y otra viene dada por diferentes características. Por ejemplo, las longitudes de onda grandes pueden recorrer grandes distancias y atravesar obstáculos, mientras que con las longitudes de ondas pequeñas (frecuencias mayores) resulta más difícil la propagación.

Cuando las frecuencias son del orden de decenas de GHz, las ondas pueden tener dificultades de propagación por objetos tales como hojas o gotas de lluvia, provocando el fenómeno denominado “rain fade”. Para superar este fenómeno se necesita aumentar la potencia, lo que implica utilizar transmisores de mayor potencia o enforar las antenas de manera más precisa.

Sin embargo las bandas de frecuencias más elevadas como las bandas Ku y Ka (40/27 GHz) permiten tasas binarias más altas, pero a su vez necesitan potencias

más elevadas para poder transmitir la información, esto encarece los equipos.

### Ancho de Banda

El ancho de banda es la longitud, medida en Hz, del rango de frecuencias en el que se concentra la mayor parte de la energía de la señal.

Habitualmente el ancho de banda total utilizado por un satélite es de unos 500 MHz, pudiendo llegar en ocasiones hasta los 1 000 MHz o 2 500 MHz [7].

Se utilizan diversas técnicas para aumentar la capacidad de un sistema de comunicaciones por satélite.

- **Diversidad en frecuencia:** Consiste en asignar segmentos de ancho de banda a portadoras separadas.
- **Diversidad en espacio:** Se utiliza sobre todo en comunicaciones móviles, consiste en utilizar varios haces de forma que la misma frecuencia se pueda usar en haces distintos, siempre que se tenga un buen aislamiento.
- **Diversidad en polarización:** Consiste en utilizar polarizaciones ortogonales para cada haz de antena del satélite en la misma banda de frecuencias.

#### 4.3.6. Potencia

Debe existir un compromiso entre la distancia, entre el satélite y la estación terrena, y la energía a bordo.

La potencia de transmisión está limitada por varios factores:

- Es un recurso escaso porque se obtiene de los paneles solares y las baterías.
- Los amplificadores de potencia de microondas con tubos de ondas progresivas (TWTA), normalmente no se pueden llevar a saturación trabajando en régimen multiportadora, debido a que genera productos de intermodulación que interfieren en los canales adyacentes. Mientras que si se trabaja en la zona lineal, la potencia de salida es menor.
- Actualmente existe un límite de flujo máximo de potencia sobre la superficie de la Tierra establecido por las regulaciones internacionales, limitando la Potencia Isotrópica Radiada Equivalente (PIRE) del satélite. Esto es debido a que las bandas utilizadas por los satélites se comparten con los servicios de radiocomunicaciones terrestres. Por lo tanto, se intenta limitar las interferencias entre otros satélites, estaciones terrenas y servicios terrestres [7].

## 4.4. Enlace por Satélite

Los enlaces entre las estaciones terrenas y los satélites o entre satélites están constituidos por radiación electromagnética, dirigida en haces de mayor o menor concentración, similares en algunas de sus características a los enlaces entre estaciones ubicadas sobre la superficie terrestre, y en muchos casos en las mismas bandas de frecuencias, atribuidas en forma compartida. Las bandas de frecuencias empleadas para dichos enlaces son las establecidas específicamente por la Unión Internacional de Telecomunicaciones, mencionadas en el capítulo 1.5 [31].

#### 4.4.1. Subsistema de Comunicaciones de un Satélite

Básicamente el subsistema de comunicaciones de un satélite consta de tres grandes módulos:

- **Conjunto de recepción:** Formado por las antenas adecuadas, un amplificador común y un mezclador que transforma la banda de recepción (enlace ascendente) en la banda de emisión (enlace descendente) (figura 4.16) [7].
- **Conjunto de amplificación:** La señal recibida se encamina a través de unos circuladores a los diferentes transpondedores del satélite. Cada transpondedor es un amplificador selectivo, a cuya entrada un filtro pasobanda permite el acceso de la banda de frecuencias que será amplificada por ese transpondedor. Las salidas de los transpondedores se aplican a través de redes combinadoras a los diferentes tipos de antenas del satélite [7].

Cuando se trata de un transpondedor digital, el satélite puede demodular la señal del enlace ascendente en banda base y regenerarla para su posterior retransmisión a la Tierra a través del enlace descendente [35] o simplemente realizar la conversión de frecuencia y amplificación de la señal, sin demodulación [7].

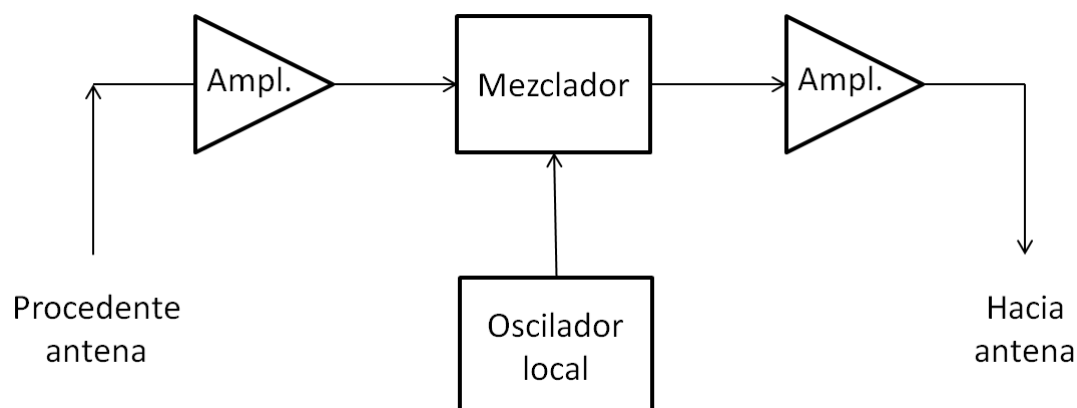


Figura 4.16: Diagrama de bloques simplificado de un transpondedor de un satélite de comunicaciones

En cambio, en los satélite analógicos utilizados con multiacceso FDMA es habitual que los transpondedores manejen numerosas portadoras moduladas. Si se desea operar el transpondedor con un alto rendimiento debe elegirse el punto de trabajo del TWT cerca de la saturación, en una zona de cierta no linealidad, lo cual provoca la generación de productos de intermodulación entre las portadoras, que causan ruido de intermodulación. Para minimizar este ruido se reduce la ganancia del TWT haciéndolo trabajar por debajo de la saturación, a costa de perder rendimiento. A esta reducción de potencia se le llama back-off (BO) y es un parámetro de explotación del transpondedor. Sin embargo, en los transpondedores utilizados con una sola portadora no se genera ruido de intermodulación por lo que no se aplica BO a sus TWT [7].

- **Conjunto de transmisión:** Agrupa los elementos de combinación de las señales procedentes de los transpondedores y se encarga de su distribución al sistema de antenas transmisoras [7].

#### 4.4.2. Ecuación Básica de Propagación



Figura 4.17: Modelo básico de propagación

A partir de la figura 4.17, calculamos la ecuación básica de propagación como sigue,

$$P_r = PIRE - L + G_r \quad (4.1)$$

donde,

$PIRE = P_t + G_t$ : Potencia isotrópica radiada equivalente en dBW.

$L$ : Pérdidas del enlace.

$G_r$ : Ganancia de la antena receptora.

#### 4.4.3. Pérdidas en Espacio Libre

Las pérdidas básicas de propagación en condiciones de espacio libre se calculan con la siguiente fórmula,

$$L_{bf} = 92,45 + 20 \log f(\text{GHz}) + 20 \log d(\text{km}) \quad [7] \quad (4.2)$$

donde, el subíndice b denota las pérdidas básicas de propagación de un enlace radioeléctrico, tal que  $L_b = P_t - P_r$ , siendo  $P_t$  y  $P_r$  la potencia transmitida y la potencia recibida por sendas antenas isotrópicas. El subíndice  $f$  se utiliza para recalcar que se trabaja en condiciones de espacio libre.

#### 4.4.4. Pérdidas por Despolarización

En los sistemas de radiocomunicaciones por satélite, para realizar un uso más eficiente del espectro se suelen reutilizar las mismas frecuencias con polarizaciones ortogonales.

El medio de transmisión provoca variaciones en el plano de polarización de una onda, de tal forma que si se transmite una señal de polarización horizontal, se recibe una componente parásita de polarización vertical [7]. Sin embargo si se trata de una onda con polarización circular tiende a transformarse en una onda elíptica [35]. Esto es conocido como despolarización.

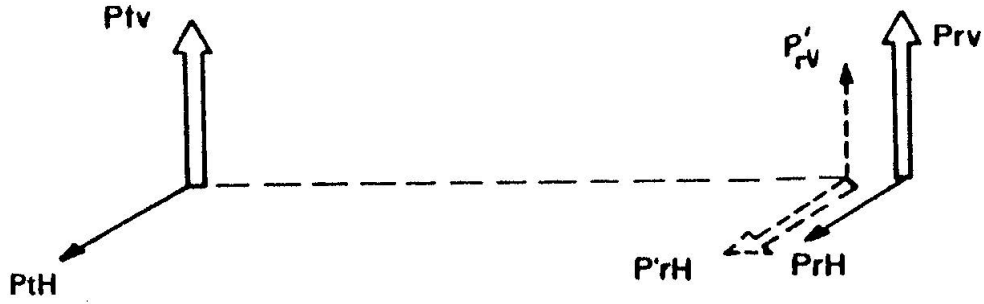


Figura 4.18: Modelo para calcular las pérdidas por despolarización [7]

Un ejemplo del fenómeno de la despolarización se puede apreciar en la figura 4.19. Una estación transmite dos señales con polarizaciones horizontal ( $p_{tH}$ ) y vertical ( $p_{tV}$ ). En recepción son recibidas las señales con la polarización correcta,  $p_{rH}$  y  $p_{rV}$ . Sin embargo, como consecuencia de la despolarización aparecen las componentes parásitas correspondientes  $p'_{rV}$  y  $p'_{rH}$ .

Se define la discriminación contrapolar y se designa por XPD al cociente entre las potencias de la componente recibida de una polarización y de la componente recibida de la polarización contraria.

$$\text{XPD} = P_{rV} - P'_{rH} = P_{rH} - P'_{rV} \quad (4.3)$$

Se tiene que las pérdidas de las componentes parásitas serán:

$$L_b = P_{tV} - P'_{rH} - \text{XPD} \quad [7] \quad (4.4)$$

$$L_b = P_{tH} - P'_{rV} - \text{XPD} \quad [7] \quad (4.5)$$

Se define el aislamiento contrapolar y se designa por XPI al cociente entre las potencias de la señal deseada con una polarización y de la señal parásita con la misma polarización.

$$\text{XPI} = P_{rV} - P'_{rV} = P_{rH} - P'_{rH} \quad (4.6)$$

Luego las pérdidas que se obtendrán serán:

$$L_b = P_{tV} - P'_{rV} - \text{XPI} \quad (4.7)$$

$$L_b = P_{tH} - P'_{rH} - \text{XPI} \quad (4.8)$$

### Rotación de Faraday

Al propagarse a través de la ionosfera una onda linealmente polarizada, esta experimenta una rotación gradual de su plano de polarización debido a la presencia del campo geomagnético. La magnitud de la rotación de Faraday dependerá de la frecuencia de la onda radioeléctrica, la intensidad del campo magnético y la orientación con respecto al campo magnético terrestre. La rotación de Faraday es, por tanto, inversamente proporcional al cuadrado de la frecuencia. Típicamente a una frecuencia de 4 GHz la rotación es de unos pocos grados [35].

#### 4.4.5. Factor de Pérdidas por Polarización

Por regla general, la polarización de la antena receptora no será la misma que la polarización de la antena transmisora, lo cual producirá un desajuste entre las antenas. Dicho



desajuste provocará que la potencia de la antenna transmisora no sea máxima en la entrada de la antenna receptora debido a las pérdidas por polarización.

El factor de pérdidas por polarización o  $L_{pol}$  a partir de ahora, se calcula de la siguiente manera:

$$L_{pol} = |\hat{\rho}_{tx} \cdot \hat{\rho}_{rx}|^2 \text{ (adimensional) [36]} \quad (4.9)$$

donde,

$\hat{\rho}_{tx}$ : es el vector unitario de la polarización de la antenna transmisora.

$\hat{\rho}_{rx}$ : es el vector unitario de la polarización de la antenna receptora.

#### 4.4.6. Pérdidas por Desapuntamiento

Las pérdidas por desapuntamiento son debidas a un alineamiento imperfecto entre la antenna transmisora y la antenna receptora. Las consecuencias de este desajuste son las llamadas pérdidas por desapuntamiento, calculadas como se indica a continuación:

$$L_{apuntT} = 12(\theta_T/\theta_{3dB})^2 \text{ (dB) [9]} \quad (4.10)$$

$$L_{apuntR} = 12(\theta_R/\theta_{3dB})^2 \text{ (dB) [9]} \quad (4.11)$$

donde,

$L_{apuntT}$ : pérdidas por desapuntamiento en transmisión.

$\theta_T$ : ángulo de desapuntamiento en transmisión.

$L_{apuntR}$ : son las pérdidas por desapuntamiento en recepción.

$\theta_R$ : ángulo de desapuntamiento en recepción.

$\theta_{3dB}$ : anchura de haz de la antenna, transmisora o receptora, a 3 dB.

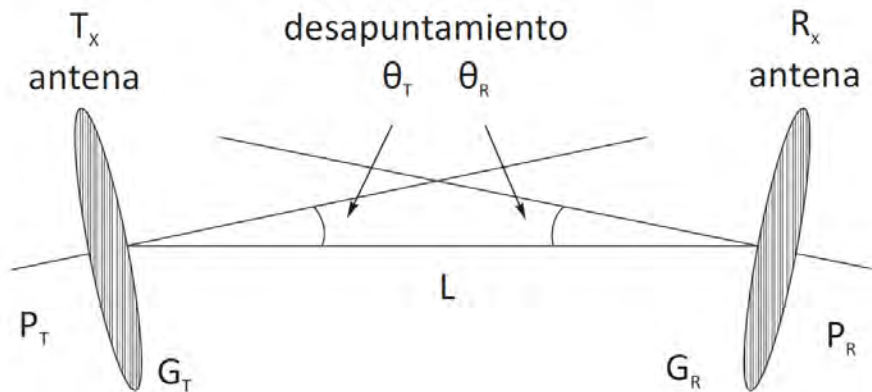


Figura 4.19: Modelo para calcular las pérdidas por desapuntamiento

#### 4.4.7. Ganancia de una Antena

La ganancia de una antena se define como la relación entre la densidad de potencia radiada en una dirección y la densidad de potencia que radiaría una antena isotrópica, a igualdad de distancias y potencias entregadas a la antena.

Cuando un sistema satelital quiere conseguir una cobertura de haz global, generalmente utiliza antenas de bocina. Sin embargo, si fuese necesario conformar haces de cobertura reducida (spot), habría que utilizar antenas con una ganancia más elevada, estas antenas tendrían que usar diámetros de apertura más grandes que las de haz global para formar un haz más estrecho, y es por ello por lo que se utilizan normalmente antenas con reflectores parabólicos o bocinas reflectoras [9].

Pudiéndose obtener la ganancia de las antenas de apertura (bocinas, reflectores) con la siguiente fórmula:

$$G = \eta \frac{4\pi A}{\lambda^2} \quad (4.12)$$

$$A = \frac{\pi D^2}{4} \quad (4.13)$$

$$G(dBi) = 10 \log \eta \left( \frac{\pi D}{\lambda} \right)^2 \quad [9] \quad (4.14)$$

donde,

$G$ : Es la ganancia de la antena.

$\eta$ : Es la eficiencia de la antena, que se define como la relación entre la potencia radiada por una antena y la potencia entregada a la misma, estando la eficiencia comprendida entre 0 y 1.

$D$ : El diámetro de la antena.

$\lambda$ : La longitud de onda de la onda transmitida.

#### 4.4.8. Ruido Térmico

El ruido es una perturbación eléctrica que impone un límite a la calidad de funcionamiento de un sistema radioeléctrico. Existen diferentes fuentes de ruido, naturales y artificiales.

Las fuentes naturales se clasifican en externas e internas al sistema. Las primeras son consecuencia de la radiación producida por elementos naturales: tierra, cielo y a los efectos del medio (lluvia, gases atmosféricos). Mientras que las fuentes internas de ruido se encuentran en los circuitos pasivos de conexión de la antena al receptor y en el receptor.

El ruido artificial aparece como consecuencia de las actividades industriales. El espectro del ruido artificial disminuye al aumentar la frecuencia, por lo que solo debe tenerse en cuenta en el estudio de enlaces hasta la banda de 1 GHz aproximadamente.

En radiocomunicaciones por satélite se trabaja con la temperatura equivalente de ruido,  $T_{eRX}$ , del sistema receptor, evaluándose la potencia normalizada de ruido mediante la fórmula siguiente [7].

$$p_n = k \cdot T_{eRX} \cdot B_w \quad (4.15)$$

donde,

$k$ : Constante de Boltzmann:  $1,38 \cdot 10^{-23}$  J/K.

$T_{eRX}$ : Temperatura equivalente del sistema receptor (K).

$B_w$ : Ancho de banda (Hz).

#### 4.4.8.1. Temperatura Equivalente de Ruido de un Sistema Receptor

La temperatura equivalente de ruido de un sistema receptor puede ser calculada con la siguiente fórmula:

$$T_{eRX} = T_{LNA} + T_{MX}/G_{LNA} + T_{IF}/G_{LNA}G_{MX} \text{ (K) [9]} \quad (4.16)$$

donde,

$T_{eRX}$ : es la temperatura del sistema receptor a la salida del LNA.

$T_{LNA}$ : es la temperatura de ruido del amplificador de bajo nivel de ruido.

$G_{LNA}$ : es la ganancia del amplificador de bajo nivel de ruido.

$T_{MX}$ : es la temperatura de ruido del mezclador.

$G_{MX}$ : es la ganancia del mezclador.

$T_{IF}$ : es la temperatura de ruido del amplificador de frecuencia intermedia.

$G_{IF}$ : es la ganancia del amplificador de frecuencia intermedia, que en este caso no es necesario dicho dato para el cálculo de  $T_{eRX}$ .

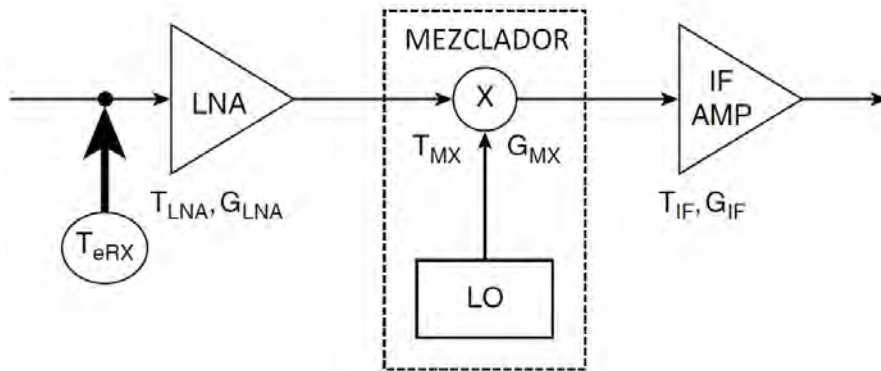


Figura 4.20: Modelo general de sistema receptor para cálculo de la temperatura del receptor, modificado de [9]

#### 4.4.8.2. Temperatura Equivalente de Ruido de una Antena

El ruido de una antena es una función que depende de la dirección de apuntamiento de la misma, de su patrón de radiación y del estado del medio ambiente por el que está rodeada [9].

En el cálculo de la temperatura de antena, existen dos casos que deben ser considerados: la antena de un satélite (enlace ascendente) y la antena de una estación terrena

(enlace descendente).

■ **Temperatura de ruido de la antena de una satélite:**

El ruido captado por la antena es el ruido de la Tierra y del espacio exterior. Usualmente se toma un valor de 290 K para un diseño preliminar, dicho valor puede ser considerado conservador [9].

■ **Temperatura de ruido de la antena de la estación terrena:**

• **Condiciones de cielo despejado:**

Para frecuencias superiores a 2 GHz, la mayor contribución de ruido es producida por la región de la atmósfera no ionizada, la cual está compuesta por un medio absorbente, resultando una fuente de ruido [9].

Se puede calcular la temperatura de ruido de la antena en este escenario realizando la siguiente aproximación. Se considera que existen dos contribuciones de ruido, una de ellas sería la temperatura de brillo del cielo,  $T_{\text{cielo}}$ , en dicha aproximación asumimos que el lóbulo principal de la antena capta toda la temperatura de brillo, despreciando a los lóbulos secundarios. La segunda contribución sería la temperatura del suelo,  $T_{\text{suelo}}$ , esta temperatura depende del ángulo de elevación, ya que se trata de la temperatura de ruido que captan los lóbulos secundarios de la antena de la energía que rebota en el suelo (figura 4.21).

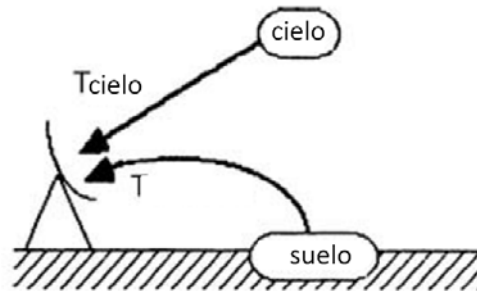


Figura 4.21: Temperatura de ruido de la antena de la estación terrena con cielo despejado, modificado de [9]

Por tanto, la temperatura de antena es igual a:

$$T_A = T_{\text{CIELO}} + T_{\text{GROUND}} \text{ (K)} \quad [9] \quad (4.17)$$

donde podemos aproximar la  $T_{\text{SUELO}}$  como:

- $T_{\text{SUELO}} = 290 \text{ K}$  para  $E < -10^\circ$
- $T_{\text{SUELO}} = 150 \text{ K}$  para  $-10^\circ < El < 0^\circ$
- $T_{\text{SUELO}} = 50$  para  $0^\circ < El < 10^\circ$
- $T_{\text{SUELO}} = 10 \text{ K}$  para  $10^\circ < El < 90^\circ$

Obtenido de [9].

• **Condiciones de lluvia:**

La temperatura de ruido aumenta en condiciones de nubes o lluvia, ya que dichas situaciones constituyen un medio absorbente. En este escenario (figura 4.22), la temperatura de antena se calcula de la siguiente manera:

$$T_A = T_{\text{CIELO}}/L_{lu} + T_m(1 - 1/L_{lu}) + T_{\text{SUELO}} \text{ (K)} \quad [9] \quad (4.18)$$

donde,

$L_{llu}$ , es la atenuación por lluvia.

$T_m$ , es la temperatura termodinámica, puede asumirse un valor de 275 K [9].

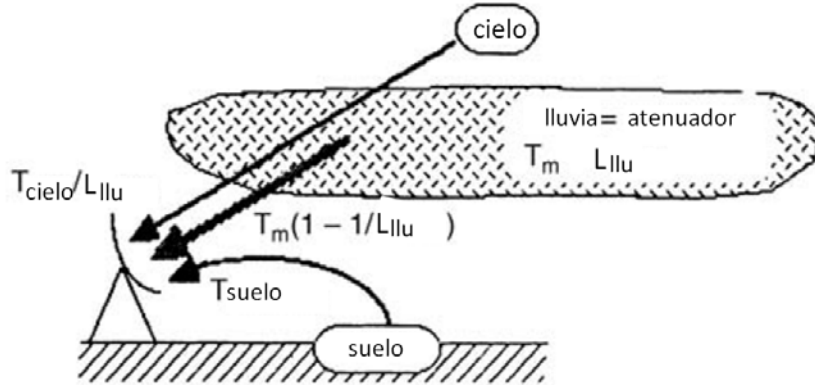


Figura 4.22: Temperatura de ruido de la antena de la estación terrena con lluvia, modificado de [9]

En consecuencia, podemos considerar la  $T_A$  una función de la frecuencia, del ángulo de elevación y de las condiciones atmosféricas.

#### 4.4.8.3. Temperatura de Ruido del Sistema

Considerando el escenario de la figura 4.23, calculamos la temperatura del ruido del sistema con la fórmula siguiente:

$$T_{SIST} = T_A/L_{LINEA} + T_{LINEA}(1 - 1/L_{LINEA}) + T_{eRX} \text{ (K)} \quad [9] \quad (4.19)$$

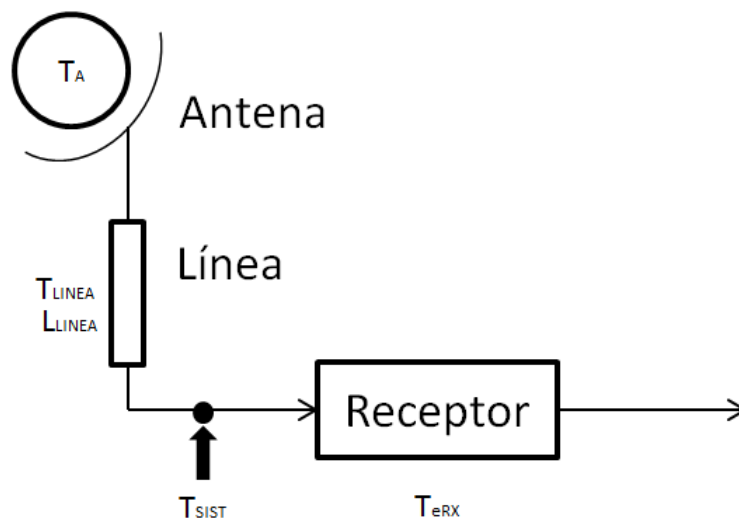


Figura 4.23: Temperatura de ruido del sistema

#### 4.4.8.4. Figura de Ruido

En el caso de tener los datos de la figura de ruido,  $F$ , en vez del valor de la temperatura de ruido,  $T$ , la fórmula general para obtener  $T$  será:

$$T = T_0(F - 1) \text{ (K)} \quad [9] \quad (4.20)$$

donde,  $T_0$  es la temperatura de referencia y tiene un valor de 290 K.

#### 4.4.9. Pérdidas Atmosféricas

La atenuación debida a los gases atmosféricos depende principalmente de la frecuencia, del ángulo de elevación, de la altura sobre el nivel del mar y de la densidad de vapor de agua. A frecuencias por debajo de 10 GHz, normalmente puede ignorarse. Sin embargo, la atenuación aumenta cuando la frecuencia es superior a los 10 GHz, especialmente para ángulos de elevación bajos [37].

Considerando el contenido de oxígeno constante a lo largo del año. Para frecuencia inferiores a 50 GHz la atenuación en dB/km es:

$$\gamma_0 = \left[ \frac{7,1}{f^2 + 0,36} + \frac{4,5}{(f - 57)^2 + 0,98} \right] \cdot f^2 \cdot 10^{-3} \quad (4.21)$$

donde,  $f$  es la frecuencia en GHz.

Consideramos la altura equivalente de un medio vertical uniforme en kilómetros,  $h_0 = 6$ .

En el caso de vapor de agua, la atenuación en dB/km viene dada por:

$$\gamma_w \cong \left[ 0,067 + \frac{3}{(f - 22,3)^2 + 7,3} \right] \cdot \rho_w \cdot f^2 \cdot 10^{-4} \quad (4.22)$$

donde,  $\rho_w$  es la densidad promedio en superficie.

La altura equivalente,  $h_w$ , se calcula como sigue:

$$h_w = 2,2 + \frac{3}{(f - 22,3)^2 + 3} \quad (4.23)$$

Por último, conociendo la altura de la estación terrena,  $h_s$  y el ángulo de elevación,  $El$ , calculamos la atenuación por gases,  $L_{at}$ , con la siguiente fórmula:

$$L_{at} = \frac{\gamma_0 h_0 e^{-\frac{h_s}{h_0}} + \gamma_w h_w}{\sin El} \quad (4.24)$$

Proceso extraído de [38].

#### 4.4.10. Atenuación por Lluvia

En los radioenlaces troposféricos y por satélite, existe también una componente de atenuación debida a la absorción y dispersión por hidrometeoros, dicha atenuación aumenta con la intensidad de la lluvia, con la disminución del ángulo de elevación y con el aumento de la frecuencia. Se considera despreciable para frecuencias menores a 6 GHz.

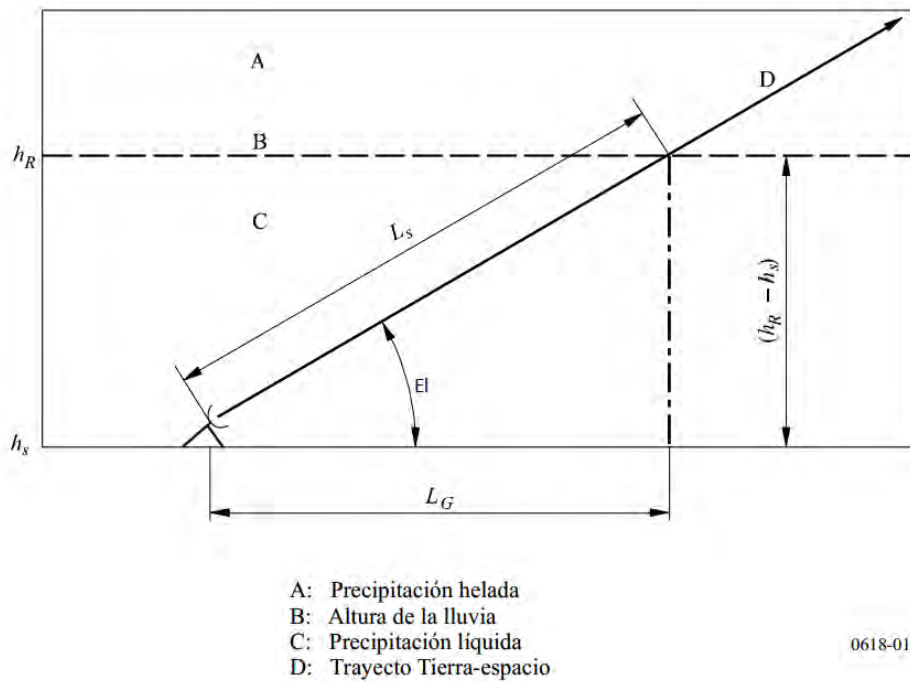


Figura 4.24: Representación esquemática de un trayecto Tierra-espacio con indicación de los parámetros que se utilizarán en el proceso de predicción de la atenuación [39]

En la figura 4.24 aparece la representación esquemática del enlace Tierra-espacio que usaremos como modelo para calcular la atenuación debida a la lluvia sobre trayectos oblicuos en un determinado punto para frecuencias de hasta 55 GHz. Definimos los siguientes parámetros:

$R_{0,01}$ : Intensidad de la lluvia en el punto de que se trate, para el 0,01 % de un año medio (mm/h).

$h_s$ : Altura de la estación terrena sobre el nivel medio del mar (km).

$El$ : Ángulo de elevación (grados).

$L_e$ : Valor absoluto de la latitud de la estación terrena (grados).

$f$ : frecuencia (GHz).

$R_e$ : Radio efectivo de la Tierra (8 500 km).

Si no se dispone de datos locales de la altura de la estación terrena sobre el nivel medio del mar, se pueden estimar siguiendo el procedimiento de la Recomendación ITU-R P.1511.

El método para el cálculo que se exponen a continuación ha sido extraído de la Recomendación ITU-R P.618 [39] y de la referencia [35] y consta de los siguientes ocho pasos:

- Paso 1: Se calcula la altura de la lluvia,  $h_R$  a partir de la latitud de la estación  $L_e$  [35]:

$$h_R \text{ (km)} = 3,0 + 0,028 L_e \quad \text{para } 0 \leq L_e \leq 36^\circ \quad (4.25a)$$

$$h_R \text{ (km)} = 4,0 - 0,075(L_e - 36) \quad \text{para } L_e \geq 36^\circ \quad (4.25b)$$

La altura de la lluvia,  $h_R$ , también puede ser calculada utilizando la Recomendación ITU-R P.839. Tal que,  $h_R = h_0 + 0,36$  km, siendo  $h_0$  la altura media de la isoterma de  $0^\circ\text{C}$ , este valor se obtiene de dicha recomendación (figura 4.25).

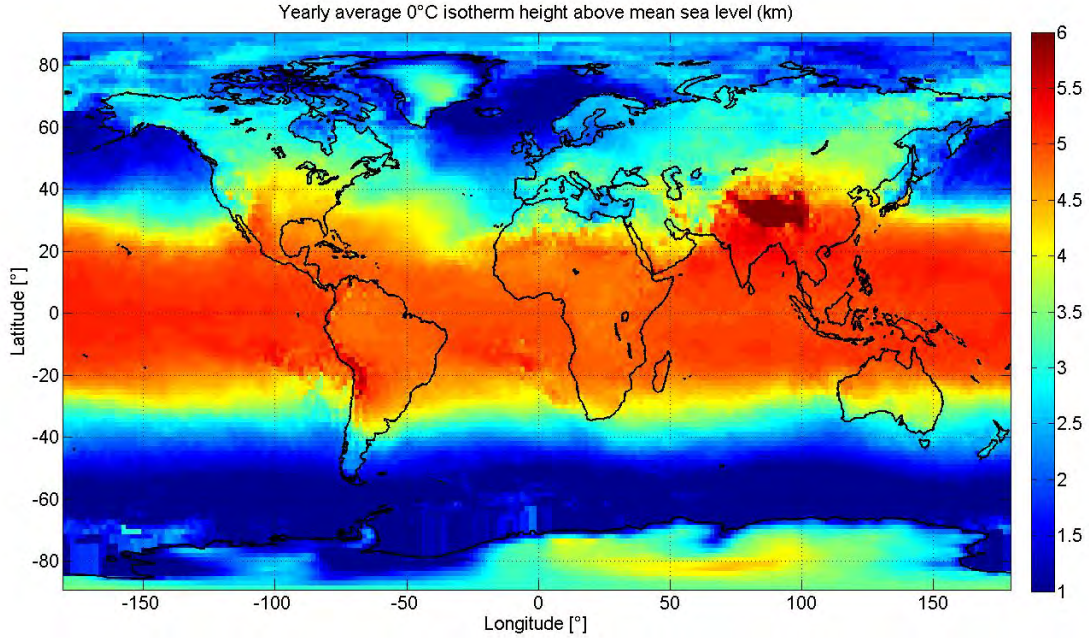


Figura 4.25: Altura de la isoterma de  $0^\circ\text{C}$  [40]

- Paso 2: Para  $El \geq 5^\circ$ , se calcula la longitud del trayecto oblicuo,  $L_s$ , en el espacio correspondiente a la altura de la lluvia mediante la fórmula:

$$L_s = \frac{(h_R - h_s)}{\sin El} \quad \text{km} \quad (4.26)$$

Para  $El < 5^\circ$  se utiliza la fórmula siguiente:

$$L_s = \frac{2(h_R - h_s)}{\left(\sin^2 El + \frac{2(h_R - h_s)}{R_e}\right)^{\frac{1}{2}} + \sin El} \quad \text{km} \quad (4.27)$$

Si  $h_R - h_s$  es menos o igual a cero, la atenuación debida a la lluvia prevista para cualquier porcentaje de tiempo es cero y no son necesarios los pasos siguientes.

- Paso 3: Se calcula la proyección horizontal,  $L_G$ , de la longitud del trayecto oblicuo como sigue:

$$L_G = L_s \cos El \quad \text{km} \quad (4.28)$$

- Paso 4: Se obtiene la intensidad de la lluvia,  $R_{0,01}$ , rebasada durante el 0,01 % de un año medio (con un tiempo de integración de 1 min). Si no se facilita esta información se puede estimar utilizando los mapas de zonas climáticas de lluvia (figura 4.26).
- Paso 5: Se calcula el factor de reducción horizontal,  $r_{0,01}$ , para el 0,01 % del tiempo, si  $R_{0,01} \leq 100$  mm/h:



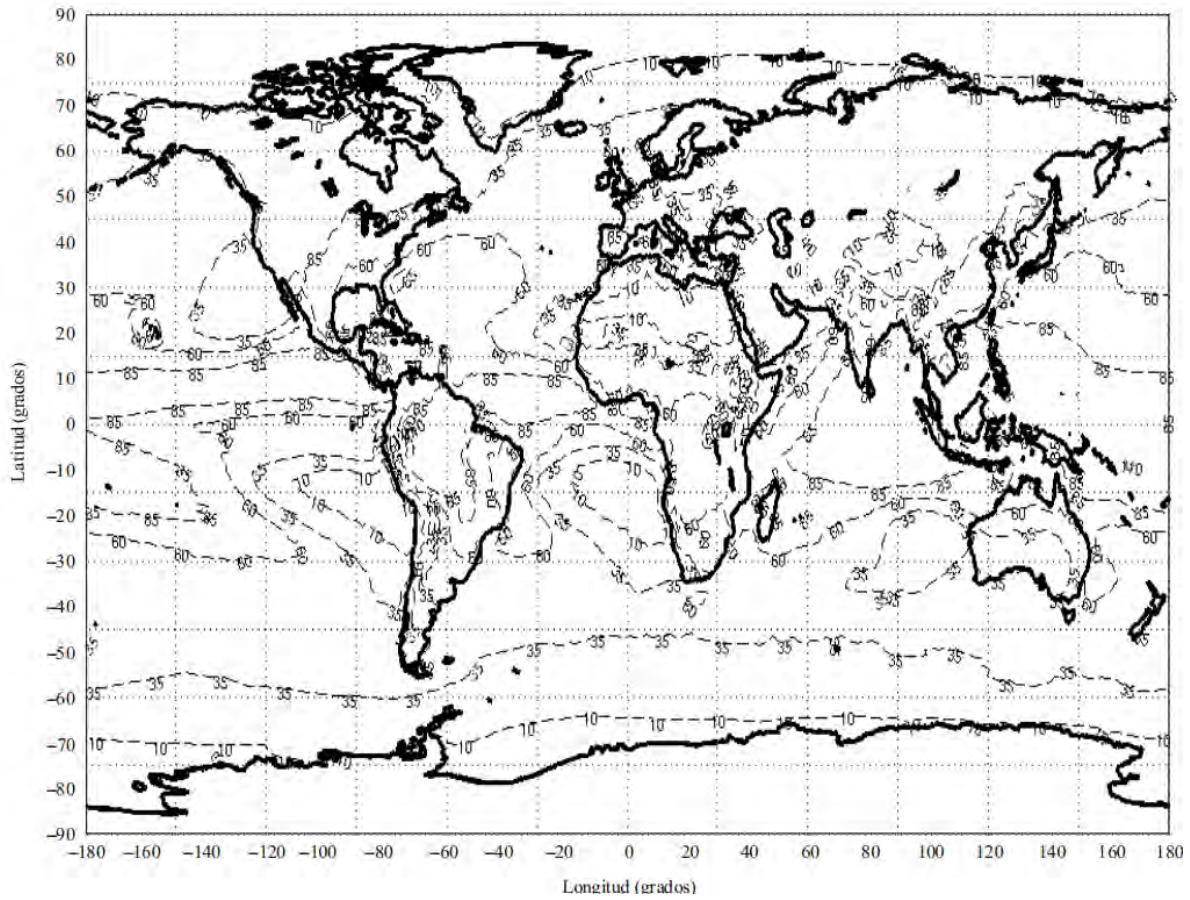


Figura 4.26: Índice de pluviosidad (mm/h) sobrepasado durante el 0,01 % del año medio [41]

$$r_{0,01} = \frac{1}{1 + L_G/L_0} \quad (4.29)$$

donde,

$$L_0 = 35e^{-0,015R_{0,01}} \quad (4.30)$$

Si  $R > 100$  mm/h, se usa el valor de 100 mm/h en el lugar de  $R_{0,01}$ .

- Paso 6: Se realiza el cálculo de la atenuación específica,  $\gamma_r$ , usando los coeficientes de regresión de la tabla 5 de la Recomendación ITU-R 838-3 de 2005 y la intensidad de lluvia  $R_{0,01}$  determinada en el paso 4.

$$A = k \cdot R^\alpha \quad (4.31)$$

Los parámetros  $k$  y  $\alpha$  también pueden ser estimados utilizando las siguientes aproximaciones, obtenidas de [32]:

$$k = \left\{ \begin{array}{ll} 4,21 \times 10^{-5} \cdot f^{2,42}, & 2,9 \leq f \leq 54 \text{ GHz} \\ 4,09 \times 10^{-2} \cdot f^{0,699}, & 54 \leq f \leq 180 \text{ GHz} \end{array} \right\} [32] \quad (4.32)$$

$$\alpha = \left\{ \begin{array}{ll} 1,41 \cdot f^{-0,0779}, & 8,5 \leq f \leq 25 \text{ GHz} \\ 2,63 \cdot f^{-0,272}, & 25 \leq f \leq 164 \text{ GHz} \end{array} \right\} [32] \quad (4.33)$$

- Paso 7: La atenuación por lluvia prevista para el 0,01 % de un año medio  $A_{0,01}$ , se calcula mediante:

$$A_{0,01} = \gamma_r \cdot L_s \cdot r_{0,01} \quad (4.34)$$

- Paso 8: La atenuación por lluvia para otros porcentajes de un año medio, en el margen del 0,001 % al 1 %, se determina a partir de la atenuación de rebasamiento para el 0,01 % de un año medio:

$$L_{llu} = A_{0,01} \cdot 0,12 \cdot p^{-(0,546+0,043 \log p)} \quad (4.35)$$

Según la ITU-R P.841-4 la relación entre el porcentaje anual  $p$  y el del mes más desfavorable  $p_w$ , a efectos de una planificación global es:

$$p(\%) = 0,30 p_w(\%)^{1,15} \quad (4.36)$$

para  $1,9 \times 10^{-4} < p_w(\%) < 7,8$ .

#### 4.4.11. Calidad de un Sistema de Telecomunicación por Satélite

Para calcular la calidad de una comunicación satelital, se establecen en las radiocomunicaciones por satélite los criterios de calidad mediante la relación  $S/N$  para comunicaciones analógicas y la  $BER$  para comunicaciones digitales, que son obtenidas a partir de la relación portadora a ruido ( $C/N$ ) y energía de bit a ruido ( $E_b/N_0$ ) totales del enlace, no obstante, hoy en día no tiene mucho sentido el análisis de las comunicaciones analógicas, puesto que en la mayoría de enlaces se utilizan comunicaciones digitales [7].

Para calcular estos criterios de calidad, es necesario el cálculo de la potencia total de ruido. Por la peculiaridad del sistema, podemos dividir la potencia total de ruido en tres secciones: enlace ascendente, repetidor en el satélite y enlace descendente.

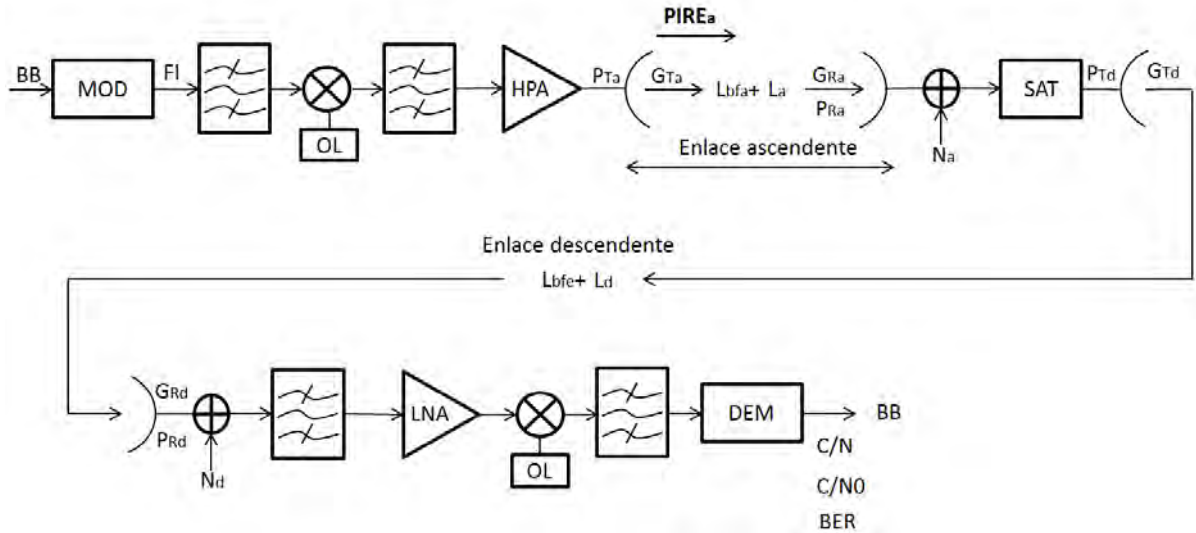


Figura 4.27: Modelo general de un sistema de comunicaciones por satélite para realizar el cálculo del balance de enlace

El modelo de sistema que utilizaremos será el mostrado en la figura 4.27. El proceso de comunicación está formado por tres etapas: enlace ascendente (Tierra-satélite), procesamiento de la señal a bordo del satélite y enlace descendente (satélite-Tierra).

Los parámetros que se pueden apreciar en la figura 4.27 son:

$P_{Ta}$ ,  $G_{Ta}$ ,  $P_{Td}$ ,  $G_{Td}$ : Potencias (dBW) y ganancias (dB) de transmisión en los enlaces ascendente y descendente.

$P_{Ra}$ ,  $G_{Ra}$ ,  $P_{Rd}$ ,  $G_{Rd}$ : Potencias (dBW) y ganancias (dB) de recepción para los enlaces ascendente y descendente.

$L_{bfa}$ ,  $L_{bfd}$ ,  $L_a$ ,  $L_d$ : Pérdidas básicas de propagación en condiciones de espacio libre y pérdidas adicionales para enlaces ascendente y descendente (dB).

$T_{es}$ ,  $T_{et}$ : Temperaturas equivalentes de ruido de los receptores del satélite y estación terrena (K).

#### 4.4.11.1. Balances de Enlace

Se trata del cálculo de potencias que permite determinar la relación de un enlace. Para los sistemas analógicos se utiliza la relación portadora a densidad de ruido ( $c/n_0$ ), mientras que para los enlaces digitales la utilizada es la relación de bit por densidad de ruido ( $e_b/n_0$ ), pudiéndose calcular esta última como se sigue:

$$\frac{e_b}{n_0} = \frac{c}{n_0} \cdot \frac{1}{R_b} \quad [7] \quad (4.37)$$

donde,  $R_b$  es la velocidad binaria del sistema digital.

a) Enlace ascendente:

$$\left( \frac{C}{N_0} \right)_a = PIRE_a + IB - L_{bfa} - L_a + \frac{G_{Ra}}{T_{es}} - 10 \log K \text{ dB} \quad [7] \quad (4.38)$$

donde,

$PIRE_a = P_{Ta}$  (dBW) +  $G_{Ta}$  (dB) es la  $PIRE$  de la estación terrena transmisora.

$IB$  es el *back-off* de entrada al satélite.

$\frac{G_{Ra}}{T_{es}}$  es la figura de mérito del satélite (dB/K).

$K = 1,38 \times 10^{-23}$  (constante de Boltzman).

b) Enlace descendente:

$$\left( \frac{C}{N_0} \right)_d = PIRE_d + OB - L_{bfd} - L_d + \frac{G_{Rd}}{T_{et}} - 10 \log K \text{ dB} \quad [7] \quad (4.39)$$

donde,

$PIRE_d = P_{Td}$  (dBW) +  $G_{Td}$  (dB) es la  $PIRE$  del satélite.

$OB$  es el *back-off* de salida del satélite.

$\frac{G_{Rd}}{T_{et}}$  es la figura de mérito de la estación terrena receptora (dB/K).

$K = 1,38 \times 10^{-23}$  (constante de Boltzman).

Las pérdidas  $L_a$  y  $L_d$  del enlace ascendente y descendente respectivamente se pueden desglosar como se sigue:

$$L = L_{at} + L_{apuntT} + L_{apuntR} + L_{pol} + L_{llu} \quad [7] \quad (4.40)$$

donde,

$L_{at}$ : Atenuación por gases atmosféricos.

$L_{apuntT}$ : Atenuación debida a desapuntamiento de la antena transmisora.

$L_{apuntR}$ : Atenuación debida a desapuntamiento de la antena receptora.

$L_{pol}$ : Factor de pérdidas por polarización.

$L_{llu}$ : Atenuación por lluvia.

Para calcular la calidad total del enlace, es necesario determinar la potencia total de ruido,  $n_{tot}$ . Para su cálculo seguimos el esquema de la figura 4.28.

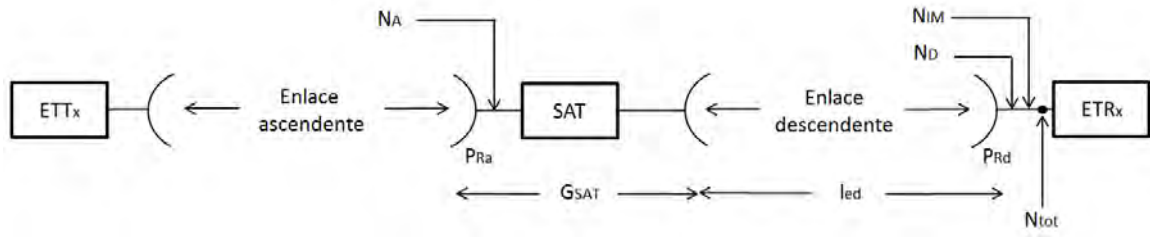


Figura 4.28: Modelo para determinar la potencia total de ruido  $n_{tot}$

Las fuentes de ruido de la figura 4.28 son:

$n_a$ : Ruido del enlace ascendente referido a la entrada del receptor del satélite.

$n_{IM}$ : Ruido de intermodulación generado en el satélite (en el caso de sistemas analógicos y con más de una portadora).

$n_d$ : Ruido del enlace descendente referido a la entrada del receptor en la estación terrena.

Por lo tanto, la relación portadora a ruido será:

$$\begin{aligned} \left(\frac{n}{c}\right)_t &= \frac{n_a \cdot g_{SAT}/l_{ed} + n_{IM} + n_d}{c_d} \\ &= \frac{n_a \cdot g_{SAT}/l_{ed}}{c_a \cdot g_{SAT}/l_{ed}} + \frac{n_{IM}}{c_d} + \frac{n_d}{c_d} \\ &= \frac{n_d}{c_d} + \frac{n_{IM}}{c_d} + \frac{n_d}{c_d} \quad [7] \end{aligned} \quad (4.41)$$

Para sistemas analógicos en términos de densidades espectrales:

$$\left(\frac{c}{n_0}\right)_t^{-1} = \left(\frac{c}{n_0}\right)_a^{-1} + \left(\frac{c}{n_0}\right)_{IM}^{-1} + \left(\frac{c}{n_0}\right)_d^{-1} \quad [7] \quad (4.42)$$

Mientras que para sistemas digitales, con el fin de obtener la  $BER$ , se calcula previamente la  $e_b/n_0$  de la siguiente manera:

$$\left(\frac{e_b}{n_0}\right)^{-1} = \left(\frac{e_b}{n_0}\right)_a^{-1} + \left(\frac{e_b}{n_0}\right)_d^{-1} \quad [7] \quad (4.43)$$

Una vez calculada la  $BER$ , en función de la modulación utilizada, se usará una de las siguientes fórmulas:

- 2-PSK:

$$BER = Q\left(\sqrt{2\frac{e_b}{n_0}}\right) \quad [42] \quad (4.44)$$

- M-PSK:

$$BER = 2Q\left(\sqrt{2k\frac{e_b}{n_0}} \sin \frac{\pi}{M}\right) \quad [42] \quad (4.45)$$

donde,

$$k = \log_2 M.$$

$M$ , es el número de símbolos de la constelación, por ejemplo: 4, 8, 16, 32, etc.

- M-QAM:

$$BER \leq 1 - \left[1 - 2Q\left(\sqrt{\frac{3}{M-1}\frac{e_b}{n_0}}\right)\right]^2 \quad [42] \quad (4.46)$$

donde,

$M$ , es el número de símbolos de la constelación, por ejemplo: 4, 16, 64, etc.



## Capítulo 5

# Desarrollo de la Herramienta

En el presente capítulo se expondrá de manera detallada la solución empleada para la realización de la herramienta. Se hará hincapié en las diferentes clases y métodos que constituyen el programa, así como el por qué de su elección.

### 5.1. Lenguaje de Programación

La herramienta a desarrollar poseerá una interfaz gráfica de usuario - Graphical User Interface (GUI), para facilitar el manejo de la misma. Además, deberá realizar los cálculos necesarios de manera precisa, ya sea para representar la posición de los satélites o para determinar la calidad del enlace.

En este contexto se han valorado dos posibles lenguajes de programación, MATLAB y JAVA.

#### 5.1.1. MATLAB

Se trata de un lenguaje de alto nivel y un entorno interactivo para cálculos numéricos, visualización y programación, el cual posee una licencia con un coste elevado. El lenguaje MATLAB proporciona un soporte nativo para las operaciones de vectores y matrices que resultan fundamentales en la resolución de problemas, esto permite un desarrollo y una ejecución rápidos.

Con MATLAB no es necesario realizar tareas administrativas de bajo nivel, como pueden ser especificar tipos de datos y asignar memoria, lo cual permite el desarrollo de programas y algoritmos de manera más rápida. Además, proporciona características tales como el control de flujo, la gestión de errores y programación orientada a objetos.

Por lo tanto, MATLAB puede ser utilizado en una gran variedad de aplicaciones, tales como procesamiento de señales y comunicaciones, procesamiento de imagen y vídeos, sistemas de control, pruebas y medidas, finanzas computacionales y biología computacional.

Información extraída de [43].

### 5.1.2. JAVA

JAVA es un lenguaje de programación orientado a objetos multiplataforma, que fue comercializado por primera vez en 1995 por Sun Microsystems. La descarga de JAVA es gratuita.

JAVA proporciona un código neutro que no depende del tipo de dispositivo, si no que se ejecuta sobre una máquina virtual llamada, Java Virtual Machine (JVM). La JVM es la encargada de interpretar el código neutro convirtiéndolo a código particular de la Central Processing Unit (CPU) utilizada.

Al programar en JAVA no se parte de cero, ya que cualquier aplicación que se desarrolla se apoya en un gran número de clases preexistente. Algunas de estas clases pueden haber sido desarrolladas por el propio usuario o por la comunidad de JAVA o formar parte del propio lenguaje si pertenece al Application Programming Interface (API).

El lenguaje JAVA presenta un uso relativamente sencillo, al tratarse de un lenguaje moderno y de alto nivel, pero que ofrece grandes posibilidades, desde el uso de threads, gestión de memoria, recolector de basura (Garbage Collector), ejecución remota, implementación en páginas webs, terminales móviles y ordenadores, etc.

Los datos anteriores se han obtenido de [44].

### 5.1.3. Elección del Lenguaje

Para el desarrollo de nuestra aplicación se ha optado por el lenguaje de programación JAVA por las razones que se exponen a continuación.

Si hubiéramos tenido la necesidad de simular un sistema de comunicación en el que se generara ruido gaussiano blanco, o de representar el campo radiado por una antena, o de realizar un regresor, o de desarrollar una aplicación que manejara un brazo robótico, entre otros muchos ejemplos, la herramienta elegida hubiera sido MATLAB. Ya que, MATLAB es un potente programa de cálculo que nos hubiera permitido simular y representar los diferentes soluciones realizadas de manera sencilla.

Sin embargo, nuestra aplicación tiene que realizar unos cálculos no muy complejos pero extremadamente tediosos, en un entorno gráfico bastante desarrollado, ya sea por parte de la GUI o por parte de la representación de los satélites.

Gracias a JAVA y a sus clases del API, Graphics y JComponent, nuestro trabajo se ve facilitado. Además, en un futuro podría ser interesante insertar esta solución en una página web o en un dispositivo móvil, siendo la implementación sencilla. No obstante, las ventajas anteriormente comentadas se ven en contraposición con la realización de operaciones numéricas, ya que JAVA se encuentra varias puntos por debajo de MATLAB.

Finalmente, nos hemos decantado por JAVA ya que consideramos que el ahorro de tiempo en la parte gráfica y su facilidad de aprendizaje, compensa en cierta medida tener que desarrollar pequeñas porciones de código para la realización de operaciones no soportadas por JAVA.



## 5.2. Estructura de la Herramienta

La herramienta está compuesta por un conjunto de clases y a su vez las clases están compuestas por un conjunto de métodos, el funcionamiento coordinado de clases y métodos provoca como resultado la correcta ejecución de la aplicación.

A continuación, en la figura 5.1 se muestra un esquema muy general del flujo de ejecución del programa. Donde, se representan las principales clases así como los botones encargados del funcionamiento.

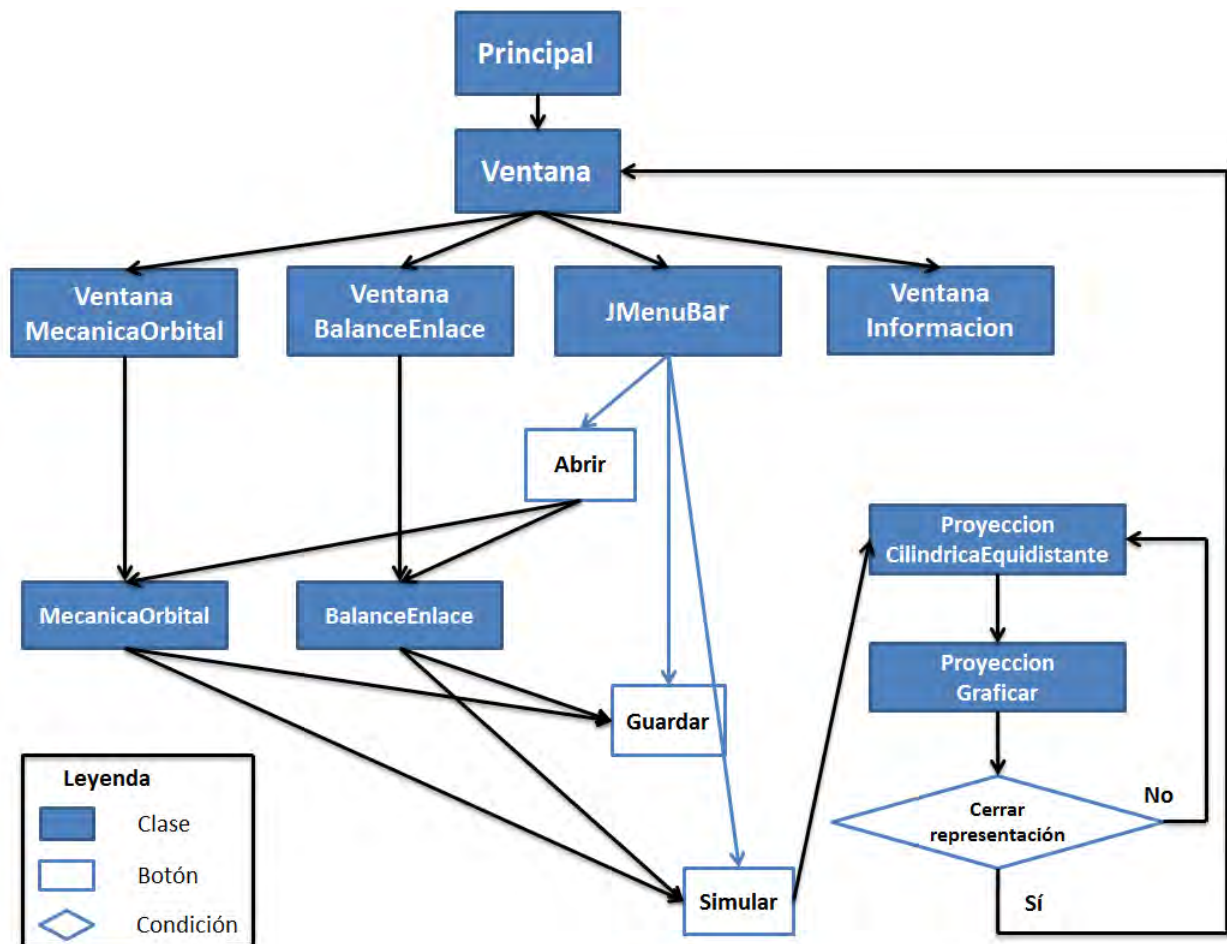


Figura 5.1: Esquema general del flujo de ejecución de la herramienta

**Principal:** Contiene el método `main`, se trata del punto de partida de nuestro programa.

**Ventana:** Esta clase extiende de `JFrame`, por lo tanto es la ventana principal del programa.

**VentanaMecanicaOrbital:** Dicha clase extiende de `JPanel`, genera una ventana interna para poder introducir los diferentes parámetros orbitales.

**VentanaBalanceEnlace:** Clase que extiende de `JPanel`, se encargará de generar una ventana interna donde introducir los parámetros del balance de enlace.

**JMenuBar:** Se invoca un objeto del tipo `JMenuBar`, para crear una barra de menú.

**VentanaInformacion:** Esta clase extiende de *JPanel*, genera una ventana interna donde se presenta información general de la herramienta.

**MecanicaOrbital:** Esta clase crea un objeto formado por los parámetros orbitales, a fin de realizar las operaciones necesarias para posicionar al satélite con respecto a la Tierra.

**BalanceEnlace:** Dicha clase invoca un objeto a partir de las características del enlace, para poder determinar la calidad del mismo.

**Abrir:** Se trata de un *JMenuItem*, que permite abrir un fichero que contenga objetos *MecanicaOrbital* y *BalanceEnlace*.

**Guardar:** Es un *JMenuItem*, el cual se encarga de guardar los objetos *MecanicaOrbital* y *BalanceEnlace*, siempre que se hayan introducido previamente.

**Simular:** Dicho *JMenuItem*, tiene como función lanzar la representación de nuestra herramienta, ya sea a partir de datos introducidos por el usuario, o de datos provenientes de un fichero previamente guardado.

**ProyeccionCilindricaEquidistante:** Clase que extiende de *JDialog*, dicha clase genera una ventana secundaria, independiente de la ventana principal, en ella se desarrollará la representación de los satélites, así como la impresión por pantalla de las características del enlace.

**ProyeccionGraficar:** Clase encargada de realizar el pintado de los diferentes satélites y de las estaciones terrenas sobre la Tierra. Invoca un objeto de tipo *MovimientoSatelite* 5.4.1, que como se explicará más adelante es la clase encargada de la simulación del movimiento.

**Cerrar representación:** Siempre y cuando no se cierre el *JDialog* sobre el que se está realizando la representación, no se podrán introducir nuevos parámetros. Una vez que sea cerrado, se borrarán todos los parámetros almacenados y habrá que introducir nuevos parámetros o introducirlos a través de un fichero previamente guardado.

## 5.3. GUI

En esta sección se presentará como se ha realizado la GUI, indicando las clases que la componen y las relaciones existente entre las mismas.

### 5.3.1. Clase Ventana

Esta clase es la encargada de proporcionar la ventana principal de la aplicación, extiende de *JFrame*. JAVA únicamente permite un *JFrame* por programa. A continuación se muestra una captura de la ventana principal (figura 5.2).

En JAVA existen diferentes layouts, los cuales se encargan de situar de manera ordenada los distintos *JComponent* en los *JFrame*, en los *JDialog* o en los *JPanel*. Debido a nuestras necesidades, necesitábamos un layout que nos permitiera la máxima flexibilidad a la hora de colocar los componentes, por tanto, el layout elegido ha sido *GridBagLayout*.

*GridBagLayout* divide en este caso el *JFrame* en diferentes celdas, permitiéndonos elegir el tamaño de las celdas y situar los *JComponent* en la celda deseada. En la figura 5.4



Figura 5.2: Ventana principal del programa

se observar la división realizada al *JFrame*, así como las coordenadas.

La asignación de coordenadas se especifica a continuación:

- En la coordenada (0,0) se sitúa el botón de **mecánica orbital**, que al ser pulsado invoca un objeto del tipo *VentanaMecanicaOrbital* (sección 5.3.2).
- En la coordenada (1,0) se sitúa el botón de **balance de enlace**, al pulsarse crea un objeto *VentanaBalanceEnlace* (sección 5.3.3).
- En la coordenada (2,0) se encuentra el botón de **información**, al pulsarse se crea un objeto *VentanaInformacion* (sección 5.3.4).
- En la coordenada (3,0) se ubica el botón de **salir**, al ser pulsado salta un *JOptionPane* que pregunta al usuario si desea salir de la aplicación (figura 5.3). Este botón tiene exactamente la misma funcionalidad que la cruz superior derecha.
- En la coordenada (0,1) se sitúa un panel con un ancho igual a cuatro celdas, a dicho panel se le ha agregado una *JLabel* que muestra en la pantalla el mensaje de “*INTERFAZ GRÁFICA SATELITAL*”.

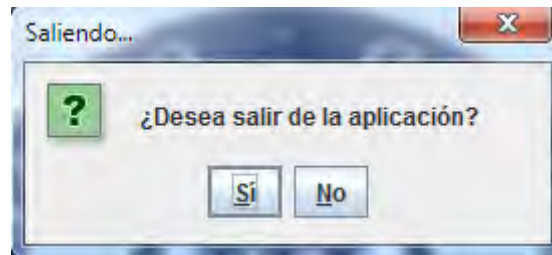


Figura 5.3: JOptionPane que verifica si el usuario desea cerrar la aplicación

- En la coordenada (0,2) se encuentra un panel que ocupa una celda, este panel es de color blanco y sirva para ayudar a encuadrar la imagen de la posición (1,2).
- En la coordenada (1,2) se ubica un panel que tiene una anchura de dos celdas y una altura de dos celdas, ha dicho panel se le ha insertado una etiqueta con una imagen.
- En la coordenada (3,2) se encuentra una panel con las mismas características que el de la coordenada (0,2).
- En la coordenada (0,3) se ubica un panel con un anchura igual a cuatro celdas, este panel sirve para acotar la imagen por la parte inferior.



Figura 5.4: División de la ventana principal del programa mediante GridBagLayout

Como se puede observar en la figura 5.2, en la parte superior se muestra una barra de menú (figura 5.5). Dicha barra de menú se ha generado creando un objeto del tipo *JMenuBar*, en la sección 5.3.5 se profundizará en ella.

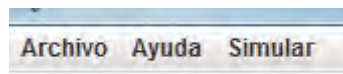


Figura 5.5: Barra de menú de la ventana principal

### 5.3.2. Clase VentanaMecanicaOrbital

Esta clase extiende de *JPanel* para así conservar todas sus propiedades. Su constructor crea un objeto del tipo *JInternalFrame* que es añadido al panel, de manera que se muestre una ventana interna en el *JFrame* principal (figura 5.6).



Figura 5.6: Ventana interna de la mecánica orbital sobre el JFrame principal

La citada ventana interna utiliza como layout *GridBagLayout*, en este caso se encuentra compuesta por dos paneles (figura 5.7). El panel de la izquierda consta de dos botones,

pudiendo elegir entre crear una constelación de satélites con la misma traza o introducir los satélites de manera independiente. Mientras que el panel de la derecha es utilizado para presentar las diferentes opciones en función del botón seleccionado.

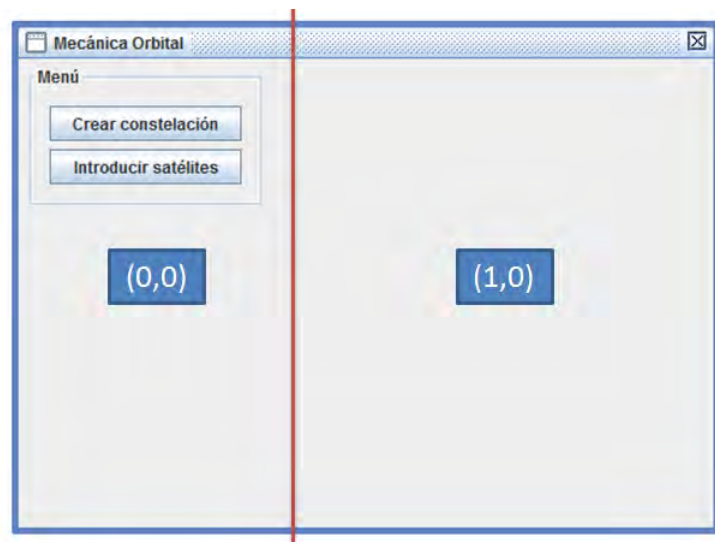


Figura 5.7: División de la ventana interna de la mecánica orbital

#### ■ Crear constelación

Si el botón accionado es el de **crear una constelación**, se nos solicitará que introduzcamos el número de satélites que queremos con igual traza, así como la fecha de las efemérides que van a ser introducidas (ecuación 3.50).

Figura 5.8: Ventana interna donde se muestran los campos para introducir los parámetros del número de satélites y la fecha

Una vez que el botón **Aceptar** sea pulsado, se comprobará que los datos introducidos por parte del usuario son correctos, si no fuera así un *JOptionPane* nos lo hará saber (figura 5.9).



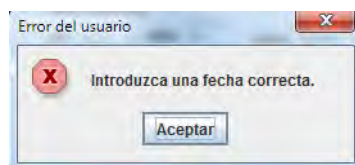


Figura 5.9: Ejemplo de datos introducidos de manera incorrecta

Para comprobar que el número de los satélites introducidos es correcto, se comprueba que el número sea entero y mayor que uno, puesto que no tendría sentido querer crear una constelación con un único satélite.

Sin embargo, para la validación de la fecha introducida se ha creado la clase *Fecha*. Esta clase permite la comprobación de las mismas al crear un objeto tipo *Fecha*, introduciendo en el constructor los parámetros enteros de año, mes y día. Si el constructor es capaz de crear un objeto *Fecha*, significa que la fecha es correcta.

No obstante, si dicho objeto no se puede crear, la clase fecha lanza una excepción propia del tipo *FechaNoValidaException*. Esta excepción es capturada con un bloque de código *try-catch* en la clase *VentanaMecanicaOrbital*, que mostrará por pantalla al usuario el mensaje de la figura 5.9 y así este podrá introducir los datos de manera correcta.

Mientras que en la validación de las horas, minutos y segundos se comprueba que el número de horas es superior a cero e inferior a veinticuatro, en los minutos y segundos se verifica que los datos introducidos son superiores a cero e inferiores a sesenta.

Cuando el botón **Aceptar** ha sido pulsado y además se ha comprobado la validez de los diferentes datos introducidos, en el panel de la derecha se despliega un nuevo panel con los datos de la mecánica orbital (figura 5.10).

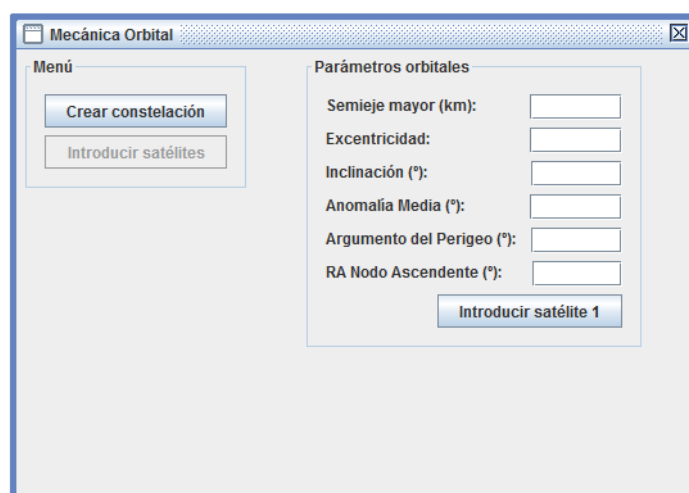


Figura 5.10: Ventana interna donde se muestran los campos para introducir los parámetros de la mecánica orbital

Como vimos en la sección 3.2.4, con los parámetros anteriores tenemos todo lo necesario para localizar a los satélites con respecto a la Tierra.

Una vez que se ha seleccionado el botón **Introducir satélite 1**, se procederá a verificar los datos introducidos y si estos fueran correctos, se cerrará la ventana interna y se creará un array de tamaño igual al número de satélites, guardándose en cada posición del array un objeto del tipo *MecanicaOrbital* (tabla 5.1), cada objeto del tipo *MecanicaOrbital* se calcula con las fórmulas presentadas en la sección 3.2.5.

$a$	$e$	$i$	$M$	$\omega$	$\Omega$	día	mes	año	horas	minutos	segundos
-----	-----	-----	-----	----------	----------	-----	-----	-----	-------	---------	----------

Tabla 5.1: Estructura de un objeto tipo *MecanicaOrbital*

Para probar la validez de los parámetros introducidos se comprueba el cumplimiento de las siguientes condiciones:

- Semieje mayor, un valor superior al radio de la Tierra, aproximado en 6 370 km.
- Excentricidad, un valor entre 0 y 1.
- Inclinação, un valor entre 0° y 180°.
- Anomalía Media, un valor entre 0° y 360°.
- Argumento del Perigeo, un valor entre 0° y 360°.
- RA Nodo Ascendente, un valor entre 0° y 360°.

#### ■ Introducir satélites

Si el botón pulsado fuera el de **Introducir satélites**, la ventana interna mostrada sería como la de la figura 5.8, de este modo se introduciría el número de satélites que se quiere representar y la fecha deseada.

Esta ventana interna tiene exactamente la misma funcionalidad que la del botón **Crear constelación**, de este modo se evita replicar código de manera innecesaria.

Posteriormente, tras presionar el botón **Aceptar** y previa comprobación de que los datos introducidos son correctos, aparecería en el panel derecho el panel de parámetros orbitales de la figura 5.10.

En función del número de satélites que se haya indicado en el paso anterior, se creará un array de tamaño igual al número de satélites y en cada posición se guardará un objeto *MecanicaOrbital*. Los objetos *MecanicaOrbital* se irán introduciendo progresivamente según el usuario vaya pinchando en el botón de **Introducir satélite n**, donde  $n$  es el número de satélite introducido.

Una vez se hayan introducido todos los parámetros orbitales de manera correcta, la ventana interna procederá a cerrarse.

Todos los paneles que han sido añadidos al *JInternalFrame* (menú, fecha y hora, parámetros orbitales), pertenecen a la clase *JPanelMecanica*. Los tres paneles existentes utilizan un layout de tipo *GroupLayout*, ya que este de manera muy sencilla nos permite realizar composiciones altamente ordenadas.



### 5.3.3. Clase VentanaBalanceEnlace

Dicha clase hereda de *JPanel*, esto le permite conservar todas las características de los paneles. Su constructor inicializa un objeto del tipo *JInternalFrame*, este objeto será la ventana interna (figura 5.11).

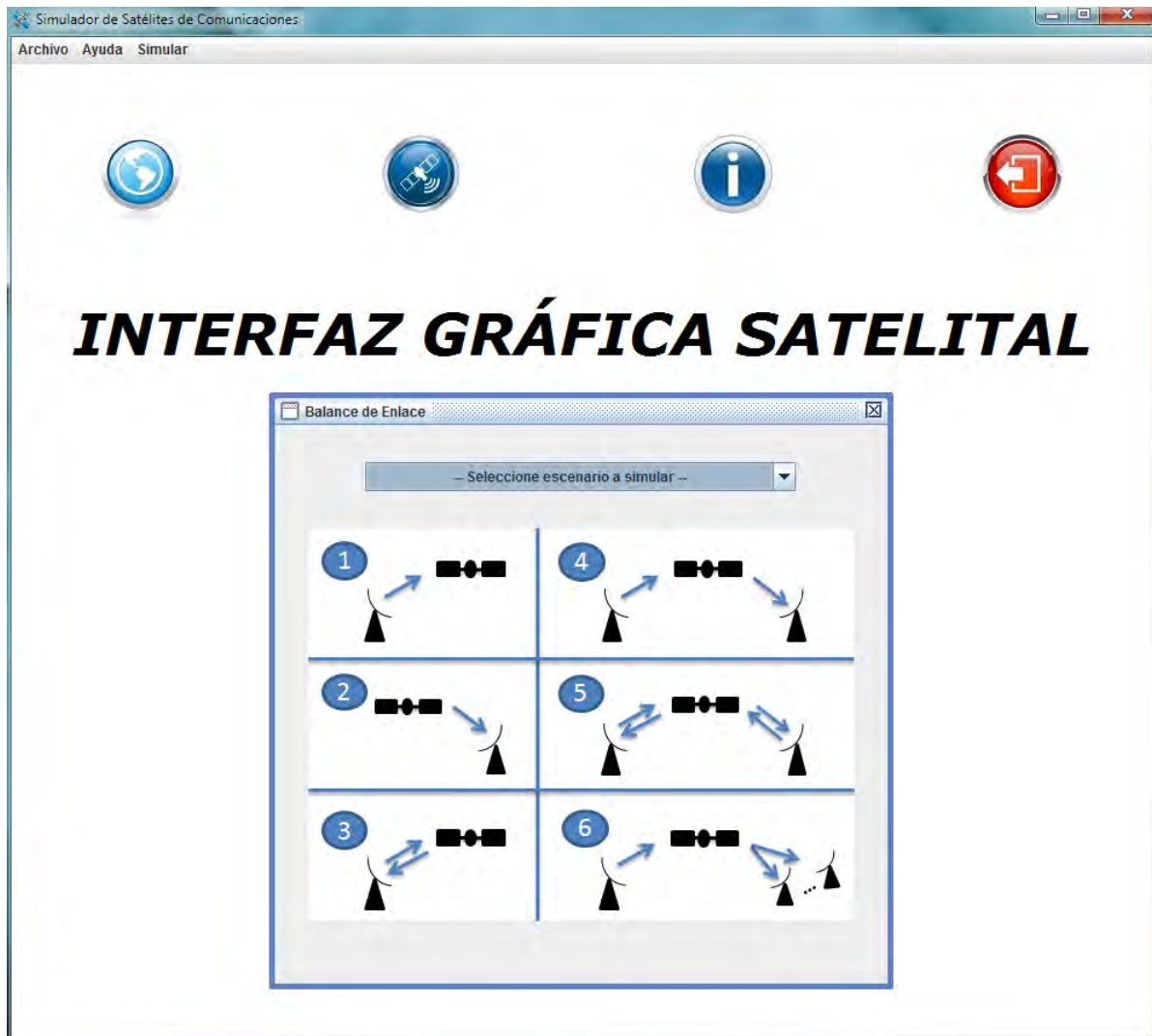


Figura 5.11: Ventana interna del balance de enlace sobre el JFrame principal

Como se puede observar en la figura 5.11, tras desplegarse la pantalla interna aparece un panel con un layout del tipo *FlowLayout*. En la parte superior se ha insertado un *JComboBox* que permite al usuario elegir entre los diferentes escenarios, mientras que en la parte inferior se coloca un *JPanel* al que se la ha incorporado una imagen cuya misión es ayudar al usuario.

Tras elegir uno de los seis escenarios, se procede a borrar del *JInternalFrame* el *JPanel* sobre el que se encontraban los *JComponent* mencionados en el párrafo anterior. Posteriormente se inserta un nuevo *JPanel* en el *JInternalFrame*, a este panel se le asigna un layout del tipo *GridBagLayout*, quedando dividido en las dos secciones que se muestran en la figura 5.12.

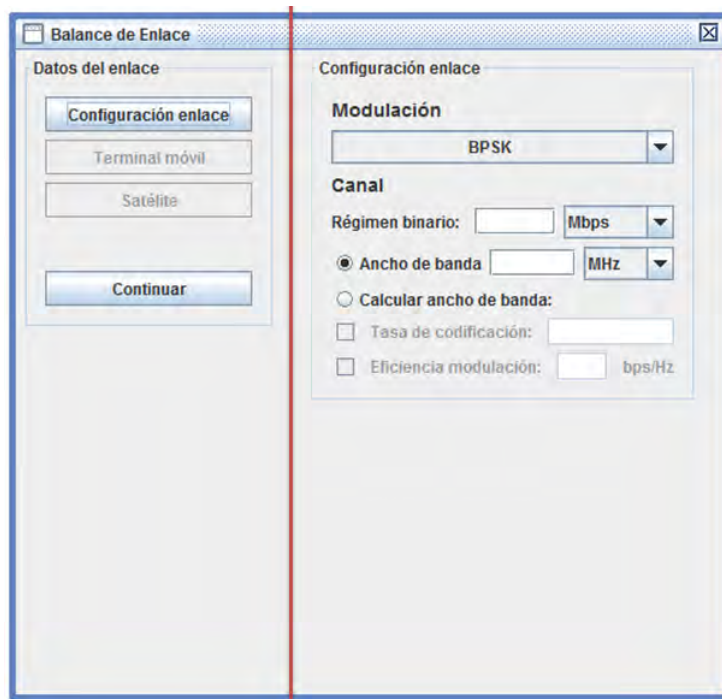


Figura 5.12: División de la ventana interna del balance de enlace

En la figura 5.12 se puede observar que en la parte de la izquierda se muestra información referente al punto en el que nos encontramos de introducción de datos. Mientras, que en la parte derecha se encuentran los diferentes campos que han de rellenarse.

El panel izquierdo se ha realizado utilizando la clase *JPanelB1*, la cual extiende de *JPanel*. Esta clase será también empleada para mostrar el panel de las posibles pérdidas adicionales que se pueden introducir, cosa que comentaremos más adelante.

El *JPanelB1* tiene asignado un layout del tipo *GroupLayout*, en este caso resulta la solución más acertada, ya que dicho layout permite colocar los *JComponent* indicando su posición relativa en horizontal y en vertical, resultando muy útil para organizaciones de tipo cuadrado/rectangular.



Figura 5.13: Diferentes estados del JPanelB1

En la figura 5.13 se muestra como el *JPanelB1* indica al usuario en que punto de la introducción de datos se encuentra. En los seis escenarios que se representan en este programa el funcionamiento de *JPanelB1* es similar. Al pulsar el botón **Continuar**, se comprueba la validez de los datos introducidos en el *JPanelB2* y se procede a presentar en el lado derecho el *JPanelB2* correspondiente. Como se puede observar *JPanelB1* y *JPanelB2* trabajan de manera conjunta.

Los paneles *JPanelB2* se han realizado utilizando un layout de tipo *GroupLayout*. Los *JPanelB2* están compuestos por elementos *JComponent*, como: *JLabel*, *JTextField*, *JComboBox*, *JCheckBox*, *JButton* y *JRadioButton*. En la figura 5.14 se muestran algunos de los paneles que componen esta clase.

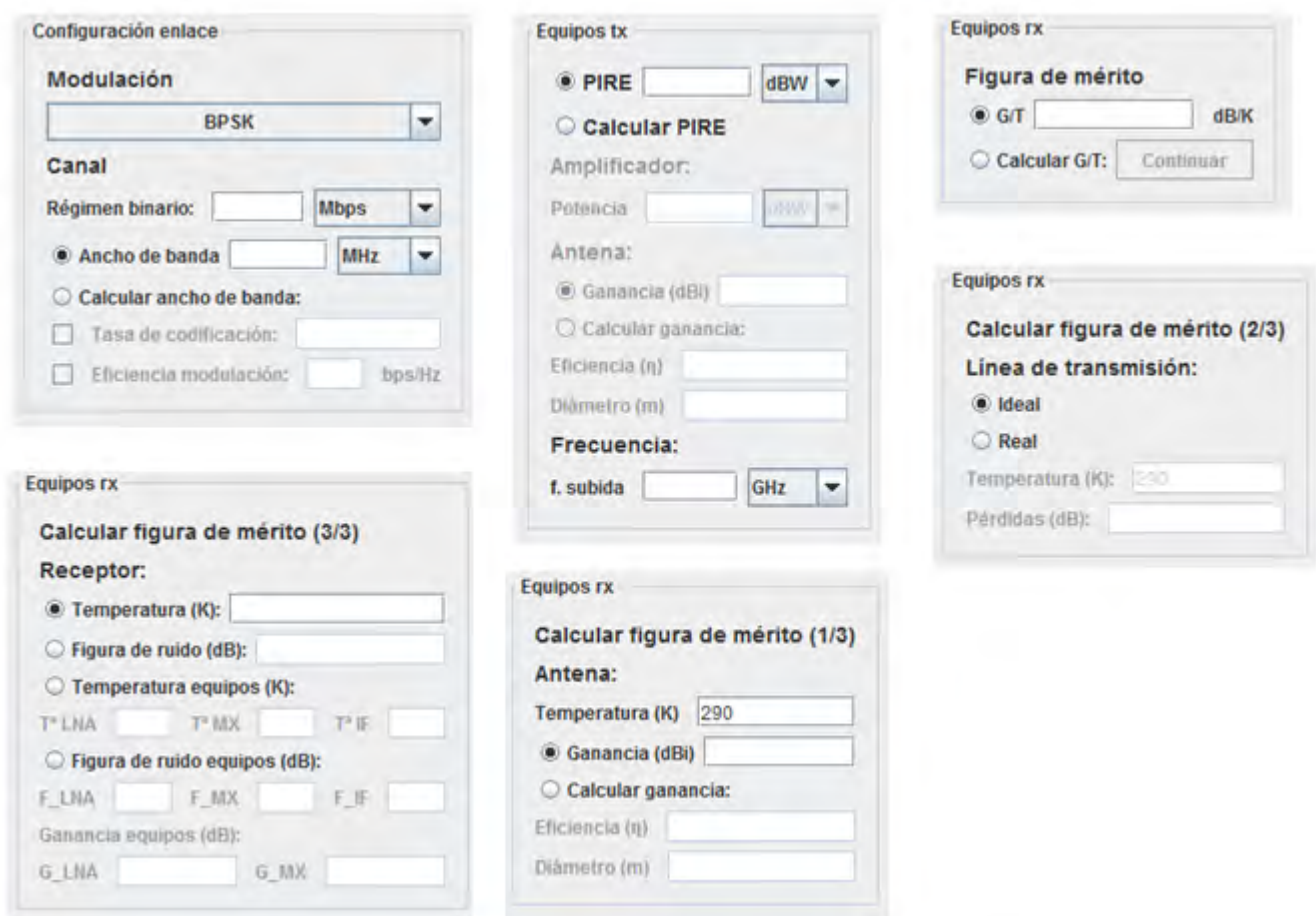


Figura 5.14: Algunos de los paneles que componen la clase *JPanelB2*

Los *JPanelB2* se han diseñado de tal manera que dependiendo de las opciones elegidas por el usuario se habiliten unos u otros campos, de esta manera se busca facilitar la entrada de parámetros a fin de evitar posibles equivocaciones.

En la parte derecha de la figura 5.13, se ha cambiado el botón **Continuar** por el botón **Introducir datos**, dicho cambio indica al usuario que ya ha introducido todos los parámetros correspondientes a ese escenario, pudiéndose crear ya un objeto del tipo *BalanceEnlace*. No obstante, la creación de dicho objeto podría realizarse tras la introducción de las pérdidas adicionales, siempre y cuando el usuario deseara incluirlas. Para

ello se muestra por pantalla un `JOptionPane` (figura 5.15).

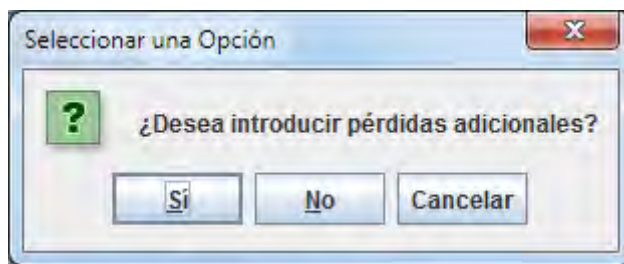


Figura 5.15: `JOptionPane` que da la oportunidad de introducir pérdidas adicionales al usuario

Si el usuario desea introducir pérdidas adicionales, entonces los paneles *JPanelB1* y *JPanelB2* se actualizan. De manera que el panel de la derecha (*JPanelB1*) se utiliza a modo de menú para seleccionar unas pérdidas u otras, además, delante de cada botón se ubica un *JCheckBox* que permite seleccionar la pérdida adicional que se quiere introducir. Mientras que el panel de la izquierda (*JPanelB2*) es utilizado para mostrar los campos de la pérdida seleccionada y rellenarlos (figura 5.16).

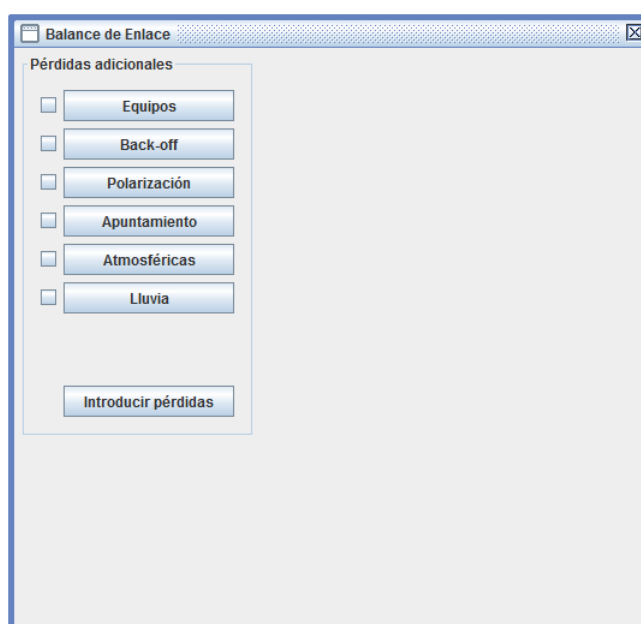


Figura 5.16: Ventana interna que muestra el menú de las pérdidas adicionales

A la hora de introducir los valores de las pérdidas adicionales, en algunos casos como por ejemplo: absorción atmosférica, absorción por lluvia, polarización o apuntamiento, el usuario dispone de un *JRadioButton* que le permite elegir entre introducir directamente un valor de las pérdidas o calcularlas, sin embargo, con las pérdidas de los equipos y con el back-off, únicamente se puede introducir el valor de las pérdidas.

En la figura 5.17, se muestran algunos de los paneles de pérdidas que componen los diferentes escenarios.

The figure displays five GUI panels for calculating additional losses:

- Absorción atmosférica:** Includes a radio button for 'Pérdidas (dB)' and 'Calcular pérdidas:'. It has input fields for  $\rho_w$  (g/m<sup>3</sup>),  $h_0$  (km), and  $h_s$  (km).
- Equipos tx:** Includes a radio button for 'Pérdidas (dB)' and 'Calcular pérdidas:'. It has an input field for 'Back-off' and 'IBO (dB)'.
- Absorción por lluvia:** Includes a radio button for 'Pérdidas (dB)' and 'Calcular pérdidas:'. It has input fields for  $R_{0.01}$  (mm/h),  $h_{01}$  (km),  $h_{02}$  (km), and a checkbox for 'Estimar parámetros k y z'.
- Polarización:** Includes a radio button for 'PLF (dB)' and 'Calcular PLF:'. It has input fields for 'Pol. antena L móvil' and 'Pol. antena satélite'.
- Apuntamiento:** Includes a radio button for 'Pérdidas (dB)' and 'Calcular pérdidas:'. It has input fields for 'Enlace', 'Antena terminal móvil', 'Desapuntamiento (°)',  $\theta_{3dB}$  (°), 'Antena satélite', 'Desapuntamiento (°)', and  $\theta_{3dB}$  (°).

Figura 5.17: Ejemplos de algunos de los paneles que componen las pérdidas adicionales

Aquellas pérdidas que puedan ser calculadas directamente con los datos introducidos se calcularán en el momento y se incluirán en el objeto *BalanceEnlace*. Sin embargo, las pérdidas atmosféricas y las pérdidas por lluvia, si su valor no es introducido directamente por el usuario, para realizar su calculo necesitan el ángulo de elevación, como pudimos ver en las secciones 4.4.9 y 4.4.10. Cabe recordar por lo comentado anteriormente en la memoria, que el ángulo de elevación cambia constantemente con el movimiento del satélite a no ser que se trate de un satélite GEO. Esto obliga a calcular previamente el ángulo de elevación y posteriormente crear el objeto *BalanceEnlace*.

La clase *BalanceEnlace* tiene diez posibles constructores, la elección de uno o de otro depende del escenario representado, de los datos facilitados y de las pérdidas adicionales. En la tabla 5.2 se muestra un posible objeto de la clase *BalanceEnlace*.

$PIRE_{Et}$	$(G/T)_{Sat}$	$bW_{Canal}$	$L_{tx}$	$IBO$	$L_{pol}$	$L_{apunta}$	$L_{at}$	$L_{llu}$	$f_{Up}$	id	[ ] [ ] estacion Terrena
-------------	---------------	--------------	----------	-------	-----------	--------------	----------	-----------	----------	----	--------------------------

Tabla 5.2: Posible estructura de un objeto tipo BalanceEnlace

Para una mejor comprensión del funcionamiento de la clase *VentanaBalanceEnlace*, se aconseja al lector que consulte el apéndice C, ya que se realiza una representación de los diagramas de flujo de la GUI de los seis escenarios anteriormente mencionados.

#### 5.3.4. Clase VentanaInformacion

Esta clase extiende de *JPanel*, en el constructor se crea un objeto *JInternalFrame* a modo de ventana interior. La clase está compuesta por etiquetas que muestran al usuario información general del programa (figura 5.18).



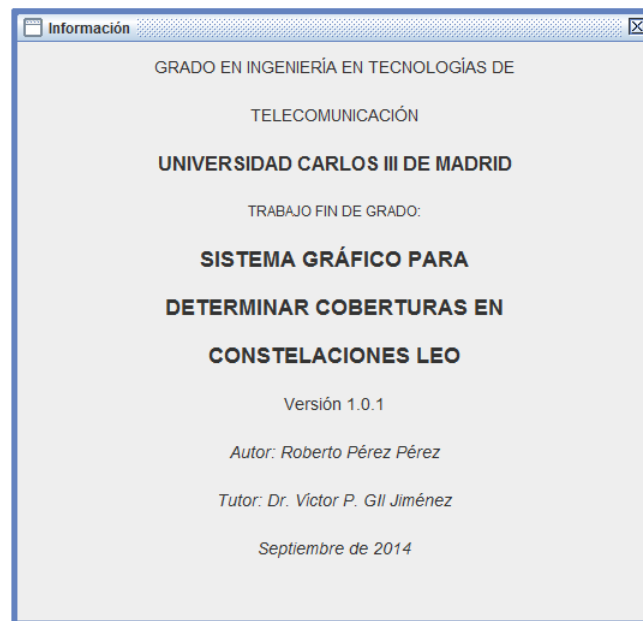


Figura 5.18: Ventana interna de información

### 5.3.5. Barra de Menú

En la parte superior de la figura 5.2 y en la figura 5.5, podemos observar que la aplicación dispone de una barra de menú.

Para incorporar una barra de menú al *JFrame*, hay que crear un objeto del tipo *JMenuBar*. Una vez creada la barra de menú, debemos agregar los menús a esta barra. Para ello creamos tres objetos *JMenu* (archivo, ayuda y simular).

El menú archivo está compuesto por tres ítems: **abrir**, **guardar**, **salir** (figura 5.19). Los ítems se crean mediante la clase *JMenuItem*. El ítem **abrir** se utiliza para que el usuario pueda cargar sesiones antiguas, mientras que el de **guardar** se utiliza para que el usuario salve la sesión que desee. **Salir** sirve para cerrar el programa.



Figura 5.19: Menú Archivo

Cabe recalcar que para que una representación se pueda guardar, es necesario que tanto los datos de mecánica orbital como los de balance de enlace estén introducidos.

El menú fichero únicamente se encuentra formado por el ítem **abrir ayuda**, al ser pulsado dicho ítem se abre un pdf con un pequeño manual de uso (figura 5.20).

Por último, el menú simular (figura 5.21) lo componen , un ítem **simular** y un **menú velocidad**.

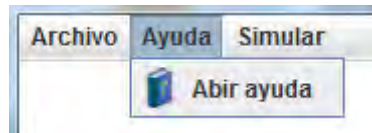


Figura 5.20: Menú Ayuda

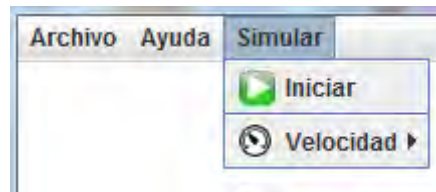


Figura 5.21: Menú Simular

El ítem **simular** se utiliza para iniciar la representación siempre que se hayan introducido los datos de la mecánica orbital y el balance de enlace, ya sea mediante un fichero o a través de la propia aplicación.

El **menú velocidad** es utilizado para elegir a la velocidad a la que avanzará el tiempo de la representación.

## 5.4. Movimiento del Satélite

Para poder generar el movimiento del satélite nos hemos basado en la ecuación 3.46. Calculando el tiempo transcurrido desde el paso por el perigeo, modificamos el valor de la anomalía media,  $M$ . Obteniendo como resultado el movimiento del satélite con respecto a la Tierra.

### 5.4.1. Clase MovimientoSatelite

En nuestra herramienta hemos creado la clase *MovimientoSatelite*, que implementa *Runnable*, para generar el movimiento. Dicha clase es la encargada obtener la posición del satélite tras las variaciones temporales.

La clase define un constructor al que se le deben pasar por parámetros un objeto de tipo *MecanicaOrbital* y otro de tipo *BalanceEnlace*. El objeto tipo *BalanceEnlace* se utiliza para conocer la posición de las estaciones terrenas, mientras que el objeto *MecanicaOrbital* permite localizar al satélite respecto a la Tierra utilizando los parámetros orbitales.

La clase *MovimientoSatelite* inicializa un hilo (clase *Thread*) que se encarga de calcular las coordenadas rotativas. Para ello utiliza los métodos de la clase *MecanicaOrbital* *getXr*, *getYr* y *getZr* (ecuación 3.48).

Además, en cada iteración del bucle *run* del hilo se actualiza el valor del paso por el perigeo, para obtener la anomalía media. Utilizando el método *setM* de la clase *MecanicaOrbital*, se modifica el valor de la anomalía media en el objeto *MecanicaOrbital*, de esta manera se consigue que la posición del satélite varíe.

Una de las misiones de *MovimientoSatelite* es almacenar en un array de dos dimensiones llamado resultado: la visibilidad del satélite, los ángulos de visión y la distancia, con respecto a todas las estaciones terrenas. También, deberá facilitar la posición de los píxeles  $x$  e  $y$  del punto subsatélite, mediante el método `getPixel` y de las estaciones terrenas con `getPixelEstacionTerrena`.

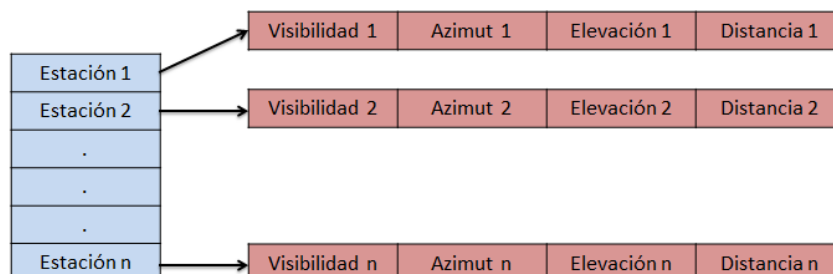


Figura 5.22: Estructura de datos `resultado`

La estructura de datos resultado y los píxeles  $x$  e  $y$  deben ser recolectados por otro hilo, como se explicará en la sección 5.5.5.

Para evitar que el consumo de la aplicación crezca de manera desorbitada, los métodos de *MovimientoSatelite*, `getPixel` (solamente los píxeles del punto subsatélite) y `getResultado` se han de declarar `synchronized`. Esta cabecera nos garantizará que cada dato producido por el productor es solamente consumido una vez por el hilo recolector y que el hilo recolector no intenta consumir datos mientras el productor no cree nuevos.

En una representación de tres satélites trabajando en una constelación tipo Tundra, utilizando la cabecera `synchronized`, se ha pasado de consumir un 75 % de los recursos de la CPU a un 15/20 % de los recursos. Estos datos se han obtenido con un procesador Intel(R) Core(TM) i7-3770K CPU @ 3,50 GHz. Como se puede hacer notar, el ahorro de recursos de la máquina es bastante considerable.

Además, la clase *MovimientoSatelite* necesita obtener el tiempo transcurrido desde que se pulsó el botón de simular, para calcular los pasos por el perigeo y así poder actualizar el valor de la anomalía media.

Para poder calcular el tiempo transcurrido se crea la clase *Cronometro*, que es capaz de medir dicho tiempo utilizando un *Timer*. Esta clase únicamente calcula el tiempo total transcurrido desde que se inició la representación.

Además, *Cronometro* depende de la velocidad seleccionada por el usuario, ya que en función de este parámetro incrementa el valor de su salida. Es decir, si la velocidad seleccionada fuera  $\times 1$ , *Cronometro* iría incrementando su valor de segundo en segundo. Sin embargo, si el valor elegido fuera  $\times 250$ , los incrementos de *Cronometro* cada segundo serían de 250 segundos.

En la figura 5.23 se muestra el diagrama de funcionamiento de la clase *MovimientoSatelite*.



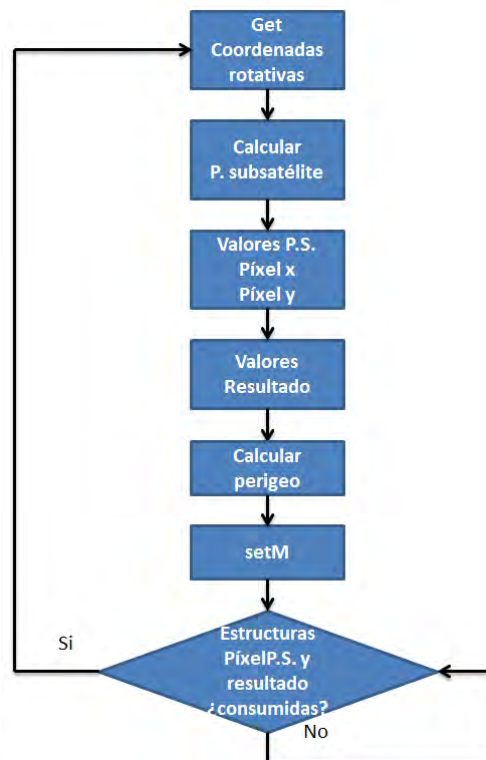


Figura 5.23: Diagrama de ejecución de la clase MovimientoSatelite

## 5.5. Representación 2D

En esta sección se va a explicar como se realiza la representación de los satélites y las estaciones terrenas sobre una proyección cilíndrica equidistante. Además, también se va a comentar de que manera se actualizan los valores de los campos que componen los paneles del *JDialog*. Por último, se expondrá como el usuario interacciona con la herramienta.

### 5.5.1. Clase ProyeccionCilindricaEquidistante

En toda programa JAVA únicamente puede existir un *JFrame* principal. Esta aplicación ante la necesidad de utilizar una nueva ventana y no pudiendo ser del tipo *JFrame*, se ve obligada a utilizar la clase *JDialog*.

La clase *JDialog* permite crear un número indeterminado de ventanas secundarias en nuestro programa. Por lo tanto, para mostrar la representación de los satélite y los parámetros de calidad del enlace utilizaremos dicha clase.

En esta herramienta se ha creado una clase llamada *PoryeccionCilindricaEquidistante* que extiende de *JDialog*. Al pulsarse el ítem **simular** se crea un objeto de ese tipo, así conseguimos mostrar una ventana *JDialog* en la que aparece la representación de los satélites y de las estaciones terrenas.

Además, se muestran los parámetros de calidad de los enlaces en diferentes paneles del *JDialog*. La ventana *JDialog* se ha hecho modal para que siempre esté delante del *JFrame* y poder evitar que el usuario introduzca nuevos datos mientras se está en tiempo

de representación.

En la figura 5.24 se puede ver un ejemplo del *JDIALOG* en tiempo de ejecución.

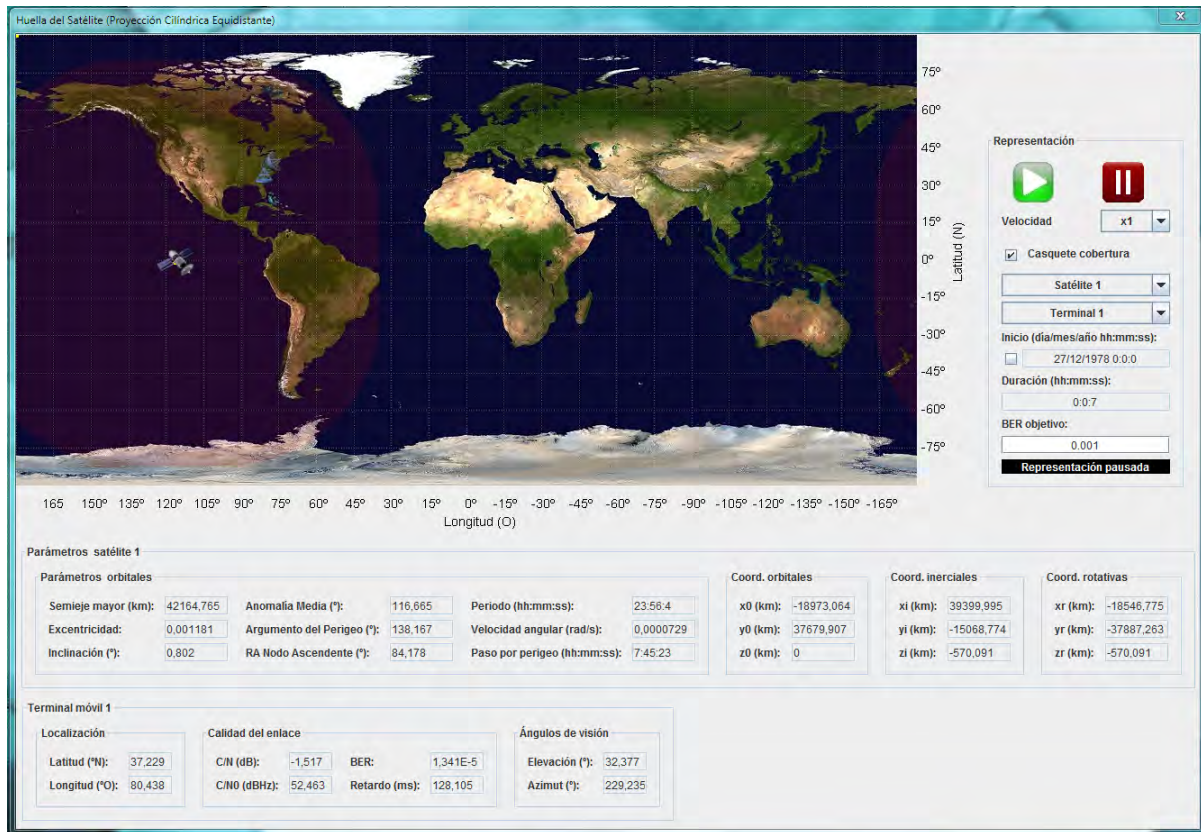


Figura 5.24: Ejemplo de JDIALOG en tiempo de ejecución

Dentro de la clase *ProyeccionCilindricaEquidistante* se ha creado un *JPanel*, este panel ha sido añadido al *JDIALOG* y será sobre el panel donde se coloquen el resto de componentes. Se ha utilizado como layout a *GridBagLayout*, realizándose las divisiones que se muestran en la figura 5.25.

A cada sección se le ha agregado un panel diferente:

- Sección (0,0), se le añade un objeto del tipo *ProyeccionGraficar* que extiende de *JPanel*, esta clase es la encargada de la representación del mapa de la Tierra, de los satélites, de las estaciones terrenas y de actualizar el valor de los diferentes campos mostrados en el *JDIALOG*.
- Sección (2,0), se le añade un objeto de la clase *JPanelSatelite* que extiende de *JPanel*, esta clase se encarga de situar las etiquetas y los campos de manera ordenada utilizando como layout *GroupLayout*.
- Sección (3,0), está compuesta por un *JPanelEstacionTerrena* que extiende de *JPanel*, dicho objeto contiene etiquetas y campos ordenados utilizando un layout de tipo *GroupLayout*.
- Sección (1,0), se utiliza un *JPanel* para ayudar en la organización del resto de paneles.

- Sección (1,1), se agrega un *JPanelRepresentacion* que extiende de *JPanel*, en dicho panel se utiliza un layout del tipo *GroupLayout*. Se utiliza para que el usuario pueda interaccionar con la herramienta.

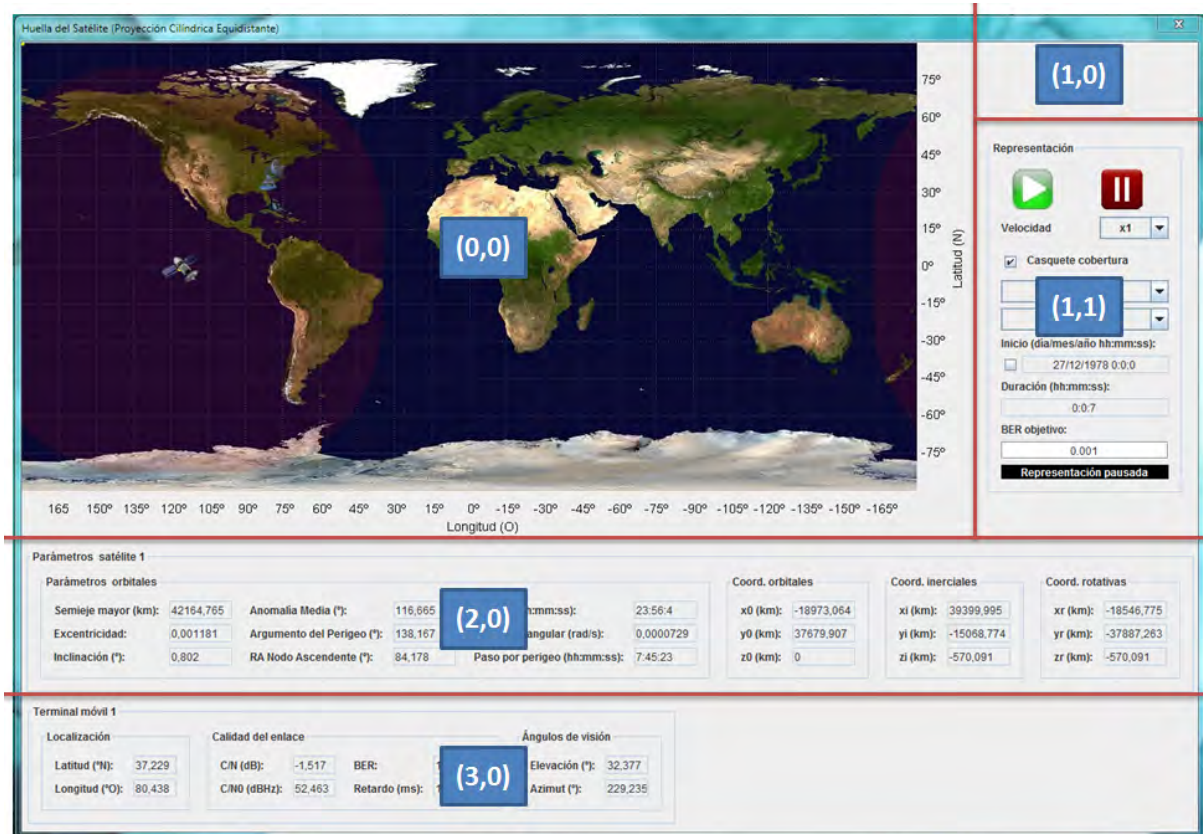


Figura 5.25: Secciones del layout GridBagLayout del JDialog

### 5.5.2. Clase JPanelSatelite

Esta clase se utiliza para mostrar la información del satélite que se haya seleccionado en el *JPanelRepresentacion*. La clase hereda de *JPanel* y está compuesta por cuatro paneles. Cada panel representa unos datos diferentes.

El primer panel se encarga de mostrar los parámetros orbitales, mientras que el segundo representa las coordenadas orbitales. El tercero se encarga de las coordenadas inerciales y el cuarto de las coordenadas rotativas. Los cuatro paneles comentados se muestran en la figura 5.26.

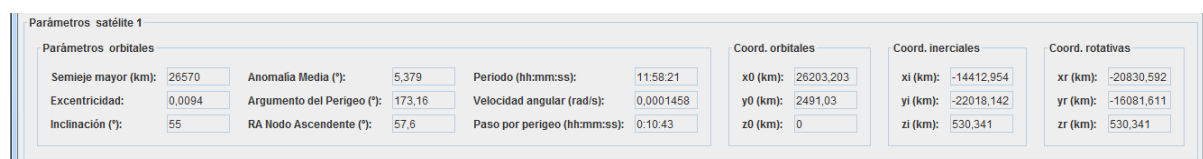


Figura 5.26: Panel de la clase JPanelSatelite

### 5.5.3. Clase *JPanelEstacionTerrena*

La herramienta utiliza la clase *JPanelEstacionTerrena*, la cual extiende de *JPanel*, para mostrar tres paneles. En el primer panel se indica la localización de la estación terrena seleccionada. El segundo es utilizado para representar la calidad del enlace y en el tercero se muestran los ángulo de visión (figura 5.27).

The image shows a Java Swing window titled "Terminal móvil 1". It contains three distinct panels with input fields:

- Localización:** Two input fields labeled "Latitud (°N):" and "Longitud (°O):", both containing the value "0".
- Calidad del enlace:** Four input fields arranged in two rows. The top row has "C/N (dB):" and "BER:". The bottom row has "C/N0 (dBHz):" and "Retardo (ms):".
- Ángulos de visión:** Two input fields labeled "Elevación (°):" and "Azimut (°):".

Figura 5.27: Panel de la clase *JPanelEstacionTerrena*

### 5.5.4. Clase *JPanelRepresentacion*

La clase *JPanelRepresentacion* hereda de *JPanel* y permite al usuario controlar la representación. Dicho panel está compuesto por diferentes *JComponent*.

El panel dispone de dos botones, uno para **reanudar** y otro para **pausar**. Además hay un *JCheckBox* que permite elegir si se quiere representar la cobertura de los satélites o no. También existe la posibilidad de controlar la velocidad a la que avanza el tiempo.

Desde dicho panel se tiene acceso a dos listas que nos permiten seleccionar el satélite y la estación terrena a analizar. Los datos del satélite y estación terrena seleccionados se mostrarán en los paneles *JPanelSatelite* y *JPanelEstacionTerrena*.

También aparece una etiqueta indicando la fecha de los parámetros orbitales, otra etiqueta indica el tiempo que ha transcurrido en la representación, es decir, si la velocidad está seleccionada en  $\times 50$  el tiempo avanzará a esa velocidad.

Por último, aparece un panel que muestra una *BER* objetivo modificable por el usuario y justo debajo se muestra una etiqueta que indica la calidad de la comunicación entre la estación y el satélite seleccionado.

Los valores que puede tomar la etiqueta son:

- **Comunicación establecida:** El satélite seleccionado tiene una elevación superior a  $7^\circ$  y la *BER* es inferior a la *BER* objetivo. Mostrado en color verde.
- **Comunicación deficiente:** El satélite seleccionado tiene una elevación inferior a  $7^\circ$  y la *BER* es inferior a la *BER* objetivo. Mostrado en color amarillo.
- **Comunicación errónea:** El satélite seleccionado tiene una elevación superior a  $7^\circ$  y la *BER* es superior a la *BER* objetivo. Mostrado en color naranja.
- **Comunicación no establecida:** La estación terrena no tiene visible al satélite seleccionado. Mostrado en color rojo.

Si el botón **pausar** es accionado se detiene la representación y se puede modificar la fecha de los parámetros orbitales, así es posible representar otro día. Al pausar también



es posible cambiar el valor de la *BER* objetivo.

En la figura 5.28 se muestra el panel en sus dos estados, sin pausar y pausado.



Figura 5.28: Panel de la clase *JPanelRepresentacion*, a la izquierda se muestra el panel con la representación sin pausar y a la derecha se muestra el panel con la representación pausada

#### 5.5.5. Clase *ProyeccionGraficar*

La clase *ProyeccionGraficar* es la encargada de la representación de los satélites y las estaciones terrenas sobre una proyección cilíndrica equidistante. También se ocupa de actualizar los valores de los campos de los paneles que componen el *JDialog* y de las interacciones con el usuario.

##### 5.5.5.1. Proyección Cilíndrica Equidistante

Se ha escogido una proyección cilíndrica equidistante porque la separación entre los meridianos y paralelos es la misma y resulta extremadamente fácil obtener una escala.

Para generar una proyección cilíndrica equidistante (figura 5.29) debemos introducir a la tierra en el interior de un cilindro y proceder a inflar el globo terráqueo de manera que toque las paredes del cilindro. Posteriormente, se desenrolla el cilindro con la proyección del globo sobre sus lados. De esta manera se obtiene la proyección.

Es importante resaltar que en esta proyección según aumenta la latitud, ya sea hacia el norte o hacia el sur, la representación de la Tierra se deforma. Por ejemplo, los polos son en el globo terráqueo un punto, cuando en la proyección cilíndrica equidistante aparecen como una región con bastante extensión.

Esta deformación va a provocar que la representación de los casquetes de cobertura según aumente la latitud del satélite pierda parecido con la realidad y se una mera aproximación, de modo que el usuario pueda forjarse una idea de esta.

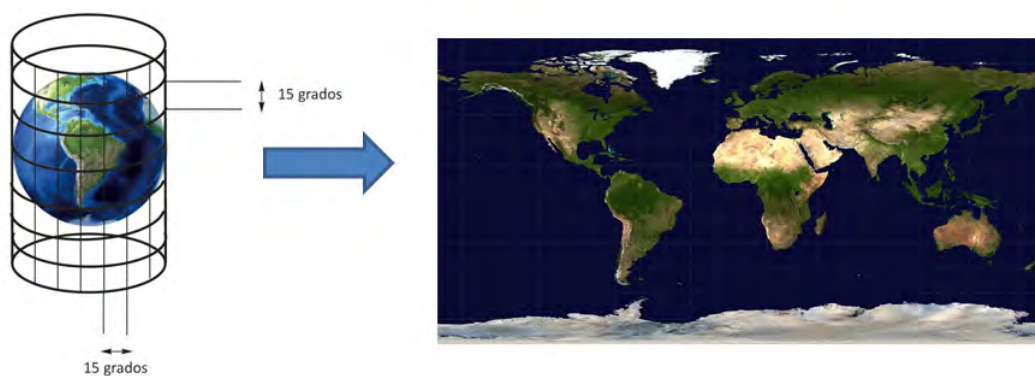


Figura 5.29: Proceso para crear una proyección cilíndrica equidistante

Podría haber sido posible utilizar otro tipo de proyecciones como por ejemplo la Mercator, sin embargo, dado el funcionamiento de JAVA, hubiera complicado en exceso el problema.

JAVA sitúa el píxel (0,0) en la esquina superior izquierda y va aumentando progresivamente los valores de los píxeles en el eje horizontal,  $x$ , y en el eje vertical,  $y$ . Como se muestra en la figura 5.30.

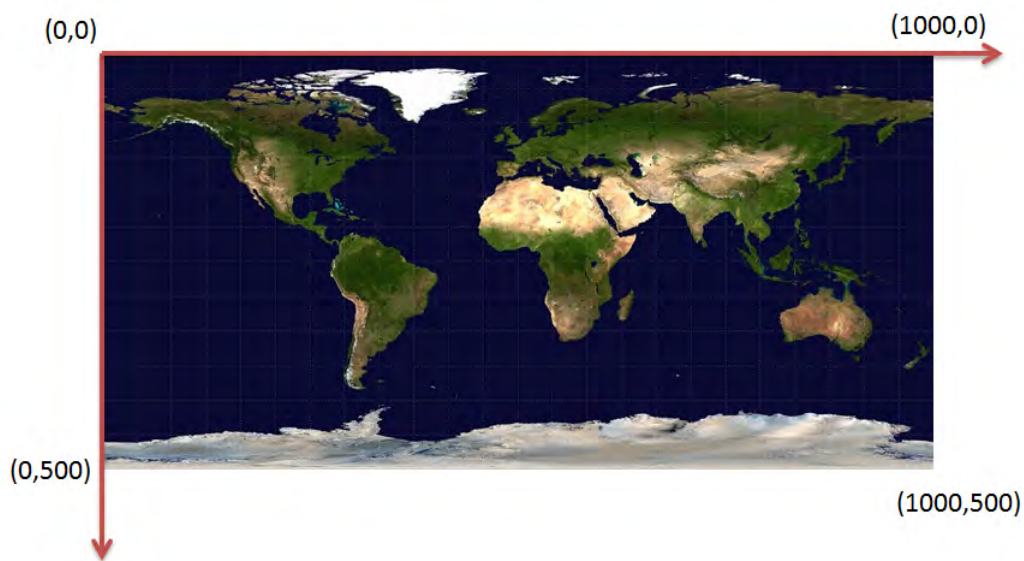


Figura 5.30: Numeración de los píxeles en JAVA

Esta aplicación va a utilizar una proyección de la Tierra con 1000 píxeles en el eje  $x$  y 500 píxeles en el eje  $y$ , por tanto, las ecuaciones necesarias para escalar las latitudes de los satélites y de las estaciones terrenas son:

$$pixel_x = (-500/180 * longitud) + 500 \quad (5.1)$$

$$pixel_y = (-250/90 * longitud) + 250 \quad (5.2)$$

### 5.5.5.2. Representación de los Casquetes de Cobertura

Como se ha comentado anteriormente, la representación de la superficie de los casquetes de cobertura sufre una deformación según aumenta la latitud. Dicha deformación es debida al empleo de una proyección cilíndrica equidistante.

En esta herramienta se ha aproximado la superficie de las coberturas a la superficie de un círculo. A partir de la ecuación 3.73 se obtiene el ángulo central,  $\gamma$ . Una vez que se tiene el valor de  $\gamma$ , utilizando la ecuación 5.3, convertimos el número de grados en número de píxeles.

$$pixel_{anchura} = 2 * \gamma / 0,36 \quad (5.3)$$

donde, el valor 0,36 se ha obtenido de la siguiente manera. Sabemos que la imagen tiene 1 000 píxeles y  $360^\circ$ , por tanto,  $360^\circ / 1\,000 = 0,36^\circ / pixel$

De esta forma obtenemos la anchura de un círculo y mediante la clase *Graphics* de JAVA dibujamos un círculo de esa anchura que simule la cobertura.

El color de los casquetes de cobertura cambia en función de si el satélite es visible para la estación terrena seleccionada. Siendo de color amarillo el casquete cuando no es visible para la estación terrena y cambiando a rojo cuando si es visible.

### 5.5.5.3. Eventos del Ratón

Los eventos de ratón son utilizados en esta clase para poder seleccionar los satélites o las estaciones terrenas directamente pinchando sobre ellos en el panel *ProyeccionGraficar*. También se usan para situar el puntero sobre estos elementos y que aparezca una viñeta indicando de que satélite o estación terrena se trata. Además, gracias a ellos, es posible cambiar la ubicación de las estaciones terrenas.

En la figura 5.31 se muestran dos ejemplos de viñetas.



Figura 5.31: Ejemplo de viñetas mostrados mediante eventos de ratón

Para cumplir con el objetivo de que la aplicación valga para sistemas móviles, si se realizan dos clics con el botón derecho del ratón sobre el mapa de la Tierra, la estación terrena seleccionada cambia su ubicación por la posición donde se realizaron los dos clics.

Utilizando el método *setEstacion*, que pertenece a la clase *BalanceEnlace*, modificamos la localización de la estación movida.

#### 5.5.5.4. Hilo de Ejecución

La clase *ProyeccionGraficar* extiende de *JPanel* e implementa *Runnable*, *ItemListener* y *ActionListener*. Esta clase inicializará un hilo que se encargará de obtener la posición de los satélites, la posición de las estaciones terrenas, el valor de los campos a rellenar de los paneles *JPanelSatelite*, *JPanelEstacionTerrena* y *JPanelRepresentacion*. Dicho hilo tiene como fin la representación de estos datos.

La interfaz *Runnable* solamente declara una función, el método *run*. Este método es el encargado de las acciones que realiza el hilo en tiempo de ejecución.

Las interfaces *ItemListener* y *ActionListener* se encargan de declarar los métodos *actionPerformed* e *itemStateChanged*, utilizados para controlar los escuchadores de las listas desplegables y de los botones del panel *JPanelRepresentacion*.

El constructor de la clase *ProyeccionGraficar* crea un array de objetos *MovimientoSatelite* de longitud igual al número de los satélites, de manera que cada posición del array sea el movimiento de un satélite. De esta forma, los satélites están ordenados en una estructura de datos sencilla, como es un array de una dimensión.

MovimientoSatelite 1	.	.	.	MovimientoSatelite n
----------------------	---	---	---	----------------------

Tabla 5.3: Estructura de un array de *MovimientoSatelite*

El método *run* del hilo declarado, se ocupa de obtener la posición de los píxeles de los objetos *MovimientoSatelite* contenidos en el array mostrado en la tabla 5.3. Además, solicita mediante el método *getResultado*, la estructura de datos resultado mostrada en la figura 5.22.

Como ya introdujimos en la sección 5.4.1, este programa trabaja utilizando un hilo productor y otro recolector. Los hilos generados con cada satélite al crear un objeto de tipo *MovimientoSatelite*, son los hilos productores. Mientras que el hilo de la clase *ProyeccionGraficar* tiene como función consumir los datos producidos por los productores.

Para evitar que el consumo de CPU se vuelva insostenible, los métodos *getResultado* y *getPixel* de la clase *MovimientoSatelite* se declararon *synchronized*. De manera que el hilo de la clase *MovimientoSatelite* se bloquea hasta que los datos sean consumidos por *ProyeccionGraficar*, así se garantiza que todo dato calculado es consumido por *ProyeccionGraficar*.

Sin embargo, si el hilo recolector consumiera datos a un ritmo superior de la generación de estos por parte de los hilos productores. En el momento de consumir los datos, el hilo consumidor se quedaría bloqueado hasta que el productor generara un nuevo dato, así se garantiza que un consumidor no realiza accesos innecesarios al hilo productor, consumiendo únicamente una vez cada dato.

La sincronización de los hilos productores con el consumidor, permite a la máquina ahorrar recursos de su CPU. Pudiendo la máquina emplear estos recursos en otras fun-



cionalidades de la herramienta o en otras tareas ajenas a nuestra aplicación.

Una vez que se han recolectado los datos de los satélites, se procede a calcular los parámetros de calidad de los enlaces al poseer las nuevas posiciones de las aeronaves. Los cálculos obtenidos se representan en las etiquetas de los paneles correspondientes.

Por último, al final del bucle del método `run` se llama al método `repaint`. El método `repaint` se encarga de llamar a `paint` y `paint` a su vez invoca a `update`.

El método `paint` es el encargado de dibujar en la pantalla los satélites y la estación terrena. El constructor de *ProyeccionGraficar* declara un objeto del tipo *BufferedImage* de tamaño igual a nuestra imagen, 1000 píxeles en x y 500 en y. En dicho se buffer se pintará la proyección cilíndrica equidistante y se guardarán los puntos por los que pasan los satélites, estos puntos se representan de color amarillo. Del pintado del buffer se encarga el método `update`.

El método `paint` tiene como misión realizar las siguientes tareas: dibujar los satélites en su posición actual a partir de los datos de `getPixel` de la clase *MovimientoSatelite*; pintar la cobertura mediante la anchura calculada con la ecuación 5.3; situar las estaciones terrenas en su posición, dichas posiciones obtenidas con el método `getPixelEstacionTerrana`.

Utilizando los datos proporcionados por `getResultado`, el color de la cobertura será mostrado en amarillo si la estación seleccionada no tiene visibilidad del satélite o en rojo si la estación si tiene visibilidad del satélite.

Si la fecha de inicio de la representación fuera modificada por el usuario mediante el panel *JPanelRepresentacion*, el objeto *BufferedImage* se crearía de nuevo. Por lo tanto, los datos almacenados en el buffer serían borrados, desapareciendo las trazas antiguas de la pantalla. Posteriormente, daría comienzo una nueva representación. Como se muestra en las figuras 5.32 y 5.33.

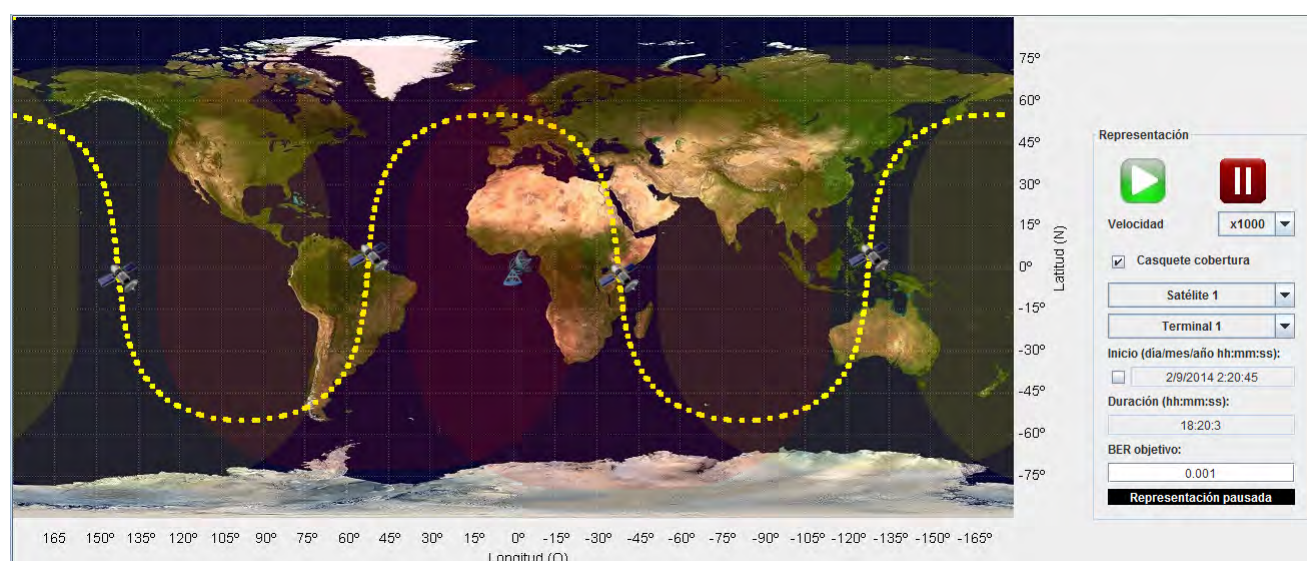


Figura 5.32: Plano de constelación GPS donde se muestra la traza de los satélites en color amarillo

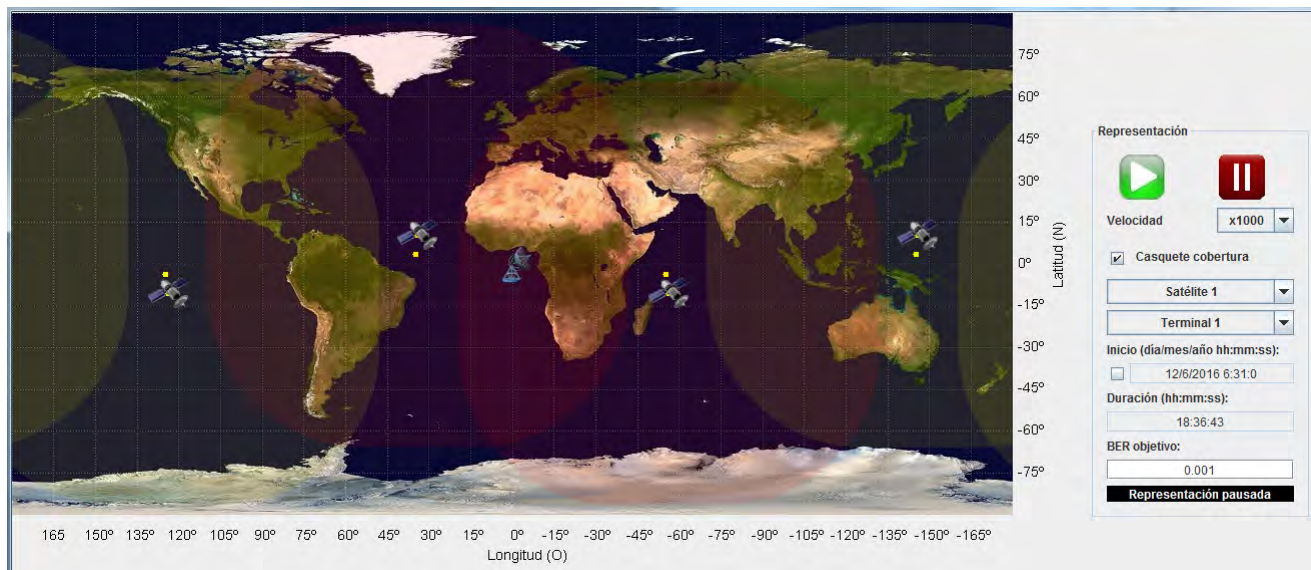
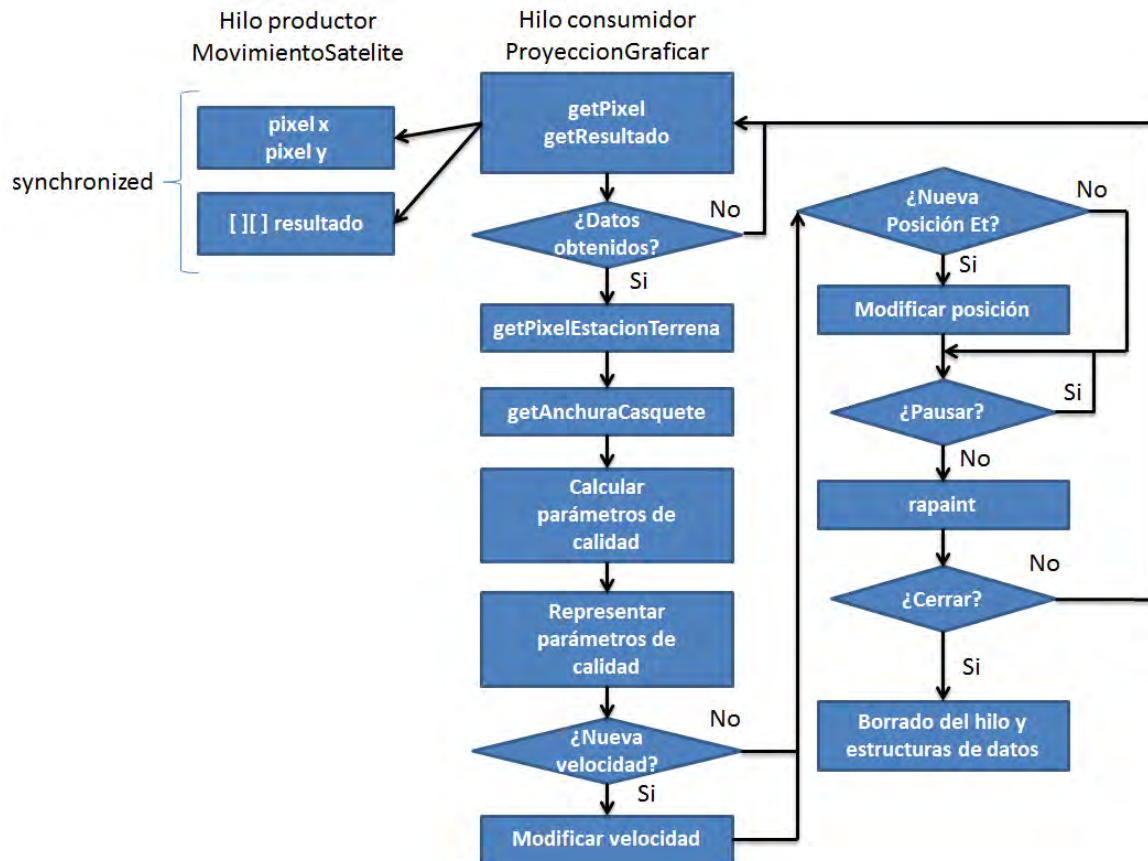


Figura 5.33: Plano de constelación GPS que acaba de cambiar su fecha de inicio y ha borrado las huellas de los satélites que había de la fecha de inicio anterior

Por último, en la figura 5.34 se puede observar lo explicado anteriormente en esta sección. En dicha figura se describen los pasos clave de la ejecución del hilo, siendo los siguientes:

- Obtención de los píxeles de los satélites y obtención de la estructura de datos resultado. En la imagen se hace hincapié en la sincronización existente entre la clase *MovimientoSatelite* y *ProyeccionGraficar*.
- Calculo de los parámetros de calidad que se representan en los paneles *JPanelSatelite*, *JPanelEstacionTerrena* y *JPanelRepresentacion*.
- Si la velocidad de la lista del panel *JPanelRepresentacion* es modificada, en el hilo se actualizará su valor en la posición que se muestra en el diagrama de flujo.
- Si el usuario realiza dos clics con el botón derecho, la actualización de la posición de la estación terrena modificada ocurre en el instante en que se muestra en la figura.
- Si la representación es pausada, para evitar que las estructuras de datos se corrompan debido a que esto ocurra en un momento en el que alguno de los hilos está modificando los datos o accediendo a ellos, la representación es pausada al final del bucle *run*.
- El repintado de la pantalla se realiza cuando no van a ocurrir nuevas modificaciones en la clase *ProyeccionGraficar*, de esta manera se pintan los datos que se han obtenido.
- Por último, cuando la representación va a ser cerrada, por las mismas razones que en el caso de pausar la aplicación, este proceso se realiza al final evitando de esta manera corromper algún dato.
- Finalmente se libera la memoria utilizada. El recolector de basura de JAVA es quien se encarga de borrar de memoria todos los datos almacenados, ya que la herramienta apunta dichas referencias a null.

Figura 5.34: Diagrama de flujo del hilo de la clase `ProyeccionGraficar`



## Capítulo 6

# Resultados y Validación

En este capítulo se detallan las diferentes pruebas realizadas para verificar el buen funcionamiento de la herramienta. Dichas pruebas serán clasificadas en tres tipos: pruebas referentes a la mecánica orbital, pruebas referentes a los balances de enlace y pruebas referentes al funcionamiento global de la herramienta.

### 6.1. Pruebas de la Mecánica Orbital

#### 6.1.1. Prueba 1

Mediante esta prueba comprobaremos la correcta colocación del satélite con respecto a la Tierra, así como, la obtención precisa de los ángulos de visión.

Usando los parámetros orbitales de la tabla 6.1, medidos el 27/12/1978 a las 00:00:00, calcularemos la posición del satélite y los ángulos de visión de una estación terrena con una longitud  $l_e = 80,438^\circ$  W y una latitud  $L_e = 37,229^\circ$  N.

Símbolo	Nombre	Valor
$a$	semieje mayor	42164,765 km
$e$	excentricidad	0,001181
$i$	inclinación	0,802
$M$	anomalía media	116,636°
$\omega$	argumento del perigeo	138,167°
$\Omega$	RA del nodo ascendente	84,178°
$n$	Número de satélites	1

Tabla 6.1: Parámetros orbitales de la prueba 1

Para obtener la posición del satélite en su órbita utilizaremos el proceso descrito al final de la sección 3.2.3.

Obteniendo las siguientes coordenadas rectangulares:

$$x_o = -1,885421816 \times 10^4 \text{ km}$$

$$y_o = -3,773948960 \times 10^4 \text{ km}$$

$$z_o = 0 \text{ km}$$

A partir de los valores anteriores y utilizando la matriz de transformación 3.47, se pueden calcular las coordenadas inerciales:

$$\begin{aligned}x_i &= 3,940769666 \times 10^4 \text{ km} \\y_i &= -1,504868178 \times 10^4 \text{ km} \\z_i &= -5,7005836 \times 10^2 \text{ km}\end{aligned}$$

Por último, usando las coordenadas inerciales y el ángulo  $\Omega_e T_e$ , se hallan las coordenadas rotativas mediante la matriz 3.48. El ángulo  $\Omega_e T_e$  es calculado con la ecuación 3.51.

$$\begin{aligned}x_r &= -1,864676149 \times 10^4 \text{ km} \\y_r &= -3,783812210 \times 10^4 \text{ km} \\z_r &= -5,696033700 \times 10^2 \text{ km}\end{aligned}$$

Ergo, conocidas las coordenadas rotativas es posible obtener la latitud,  $L_S$ , y la longitud,  $l_S$ , del punto subsatélite, mediante las ecuaciones 3.54 y 3.55. Siendo dicha localización:

$$\begin{aligned}L_S &= -0,7736^\circ \text{ N} \\l_S &= 116,2342^\circ \text{ W}\end{aligned}$$

En este momento se dispone de todos los datos necesarios para calcular los ángulos de visión. Empleando las ecuaciones explicadas en la sección 3.3.2 y en la sección 3.3.3, obtenemos:

$$\begin{aligned}El &= 32,28^\circ \\Az &= 229,39^\circ\end{aligned}$$

Este ejemplo numérico ha sido obtenido de [32].

Para obtener mediante nuestra herramienta los parámetros calculados anteriormente, es necesario introducir los datos de la tabla 6.1, así como, la fecha de dichos datos y la localización de la estación terrena.

La tabla 6.2 es un cuadro comparativo entre los valores obtenidos en el ejemplo y nuestra aplicación. Como se puede observar, los resultados calculados por el programa y los obtenidos en la prueba difieren.

Esto es debido a la mayor precisión de la aplicación, tal como se indica al comparar los datos reales de las coordenadas inerciales del satélites, distribuidas con los parámetros orbitales, con respecto a nuestra herramienta y los cálculos de la prueba.

Por ejemplo, mientras que en la herramienta el cálculo de  $E$ , ecuación 3.46, se obtiene realizando una aproximación por series de Taylor y posteriormente se utiliza un delta pequeño para encontrar el valor. Sin embargo, en el problema se calcula mediante el método

de prueba y error, teniendo una precisión menor el resultado hallado.

Dicho error se propaga a lo largo de toda la solución, siendo esta propagación la causa de que los resultados difieran.

Símbolo	Nuestra aplicación	Ejemplo numérico	Datos reales
$x_o$	$-1,8953825740223172 \times 10^4$ km	$-1,885421816 \times 10^4$ km	
$y_o$	$3,7689562322104444 \times 10^4$ km	$-3,773948960 \times 10^4$ km	
$z_o$	0 km	0 km	
$x_i$	$3,9392280320939375 \times 10^4$ km	$3,93522813 \times 10^4$ km	$3,940769666 \times 10^4$ km
$y_i$	$-1,5088868579607164 \times 10^4$ km	$-1,519286524 \times 10^4$ km	$-1,504868178 \times 10^4$ km
$z_i$	$-5,700125668943344 \times 10^2$ km	$-5,696033700 \times 10^2$ km	$-5,7005836 \times 10^2$ km
$x_r$	$-1,854675841231783 \times 10^4$ km	$-1,864676149 \times 10^4$ km	
$y_r$	$-3,7887246617974786 \times 10^4$ km	$-3,783812210 \times 10^4$ km	
$z_r$	$-5,700125668943344 \times 10^2$ km	$-5,696033700 \times 10^2$ km	
$El$	$32,377^\circ$	$32,28^\circ$	
$Az$	$229,234^\circ$	$229,39^\circ$	

Tabla 6.2: Comparación entre la aplicación y el problema numérico, prueba 1 mecánica orbital

### 6.1.2. Prueba 2

A continuación mostraremos la representación de una órbita Tundra con tres satélites en el mismo plano orbital (figura 6.1). La imagen de la derecha corresponde a nuestra aplicación, mientras que la de la izquierda corresponde con una imagen tomada de [45].

Como se puede apreciar la traza y la distancia angular de los satélites son muy similares. Las diferencias observadas son debidas a posibles variaciones entre una representación y otra de la  $e$ , del  $\omega$ , de la  $\Omega$  o de la  $i$ .

Los parámetros orbitales introducidos son los de la tabla 6.3, la fecha introducida no la consideramos relevante, ya que en esta prueba solo nos interesa que las trazas coincidan. Para conseguir que todos los satélites estén en el mismo plano, se selecciona la opción de crear constelación al pulsar el botón **Mecánica Orbital**.

Símbolo	Nombre	Valor
$a$	semieje mayor	42164 km
$e$	excentricidad	0,35
$i$	inclinación	0,64
$M$	anomalía media	$0^\circ$
$\omega$	argumento del perigeo	$270^\circ$
$\Omega$	RA del nodo ascendente	$0^\circ$
$n$	Número de satélites	3

Tabla 6.3: Parámetros orbitales de la prueba 2



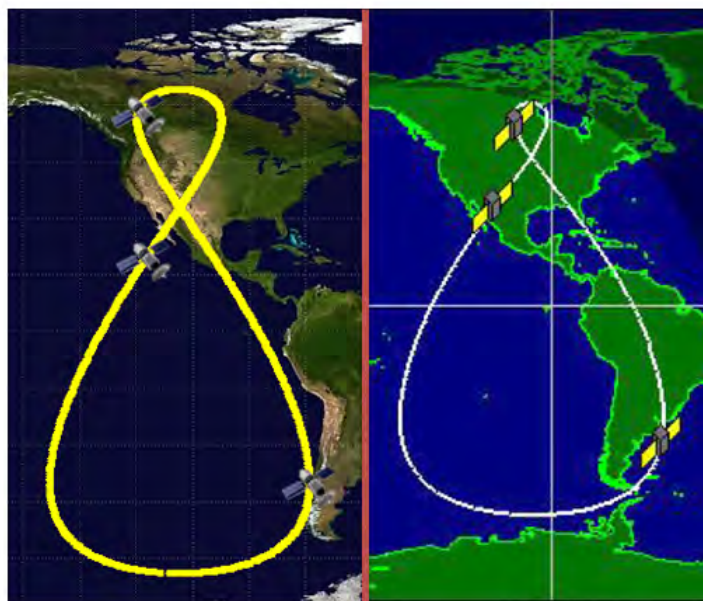


Figura 6.1: Comparación entre órbitas Tundra, izquierda nuestra herramienta, derecha [45]

### 6.1.3. Prueba 3

En esta prueba mostraremos un plano de la constelación de GPS. El sistema GPS se encuentra formado por veinticuatro satélites en seis planos orbitales, habiendo cuatro satélites por plano. En la representación de la figura 6.2, se muestra uno de estos planos.

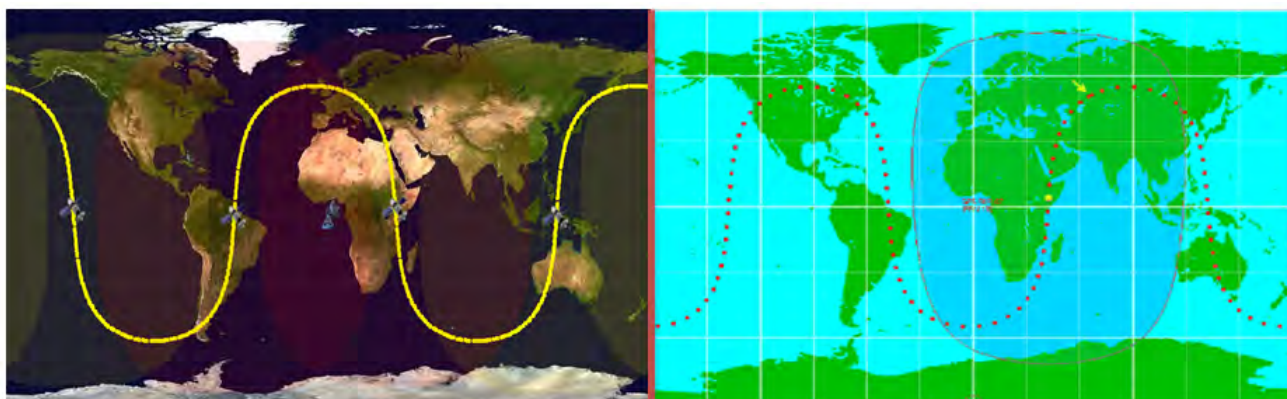


Figura 6.2: Comparación entre órbitas GPS, izquierda nuestra herramienta, derecha [45]

Como se puede observar, las trazas de las órbitas son prácticamente iguales, lo único que aparecen ubicadas sobre zonas geográficas diferentes. La posición del punto subsatélite depende de la fecha de los parámetros orbitales y en esta prueba únicamente queríamos comprobar que la órbita fuera correcta, pues solamente disponíamos de los parámetros orbitales del sistema GPS (tabla 6.4).

Además, si compramos los casquetes de cobertura de las dos representaciones, aparentemente parecen similares.



Al igual que en la prueba 2, para poder representar a los cuatro satélites GPS sobre la misma traza, es necesario seleccionar la opción de crear constelación al pulsar el botón **Mecánica Orbital**.

Símbolo	Nombre	Valor
$a$	semieje mayor	26570 km
$e$	excentricidad	0,0094
$i$	inclinación	55
$M$	anomalía media	0°
$\omega$	argumento del perigeo	173,16°
$\Omega$	RA del nodo ascendente	57,6°
$n$	Número de satélites	4

Tabla 6.4: Parámetros orbitales de la prueba 3

## 6.2. Pruebas de los Balances de Enlace

### 6.2.1. Prueba 1

Considere un sistemas de comunicaciones donde se estable un enlace entre dos terminales móviles a través de un satélite. El terminal 1 se encuentra situado a una distancia de unos 2000 km del satélite, mientras que el terminal 2 se sitúa alrededor de 5000 km.

El satélite utiliza un transpondedor con una *PIRE* de 30 dBW. El transpondedor es de 10 GHz y está dedicado en toda la banda. La antena utilizada tiene 3 metros de diámetro y una eficiencia del 95 %. Para evitar el ruido de intermodulación es necesario un *IB* de 0,5 dB y un *OB* de 1 dB. La temperatura de ruido de la antena es de 50 K, mientras que la temperatura del sistema receptor es de 450 K.

Los terminales tienen una potencia de transmisión de 10 dBW y una ganancia de 10 dBi. La figura de mérito de dicho terminales vale  $-14$  dB.

Las bandas de frecuencia utilizadas en la comunicación son 1,5/6 GHz. La tasa binaria es de 20 kbps y el ancho de banda del canal de 125 kHz.

Los terminales móviles y el satélite utilizan polarizaciones diferentes. Siendo el vector unitario de polarización del satélite  $\hat{\theta}$  y el de los terminales móviles  $j\hat{\theta} + \hat{\phi}$ .

Calcule la  $C/N$ , la  $C/N_0$  y la  $BER$ :

■ **Enlace ascendente**

$$\begin{aligned} \left(\frac{C}{N}\right)_a &= PIRE_a + \frac{G_{Ra}}{T_{es}} - L_{bfa} - L_a + IB - 10 \log KB = 38,42 \text{ dB} \\ \left(\frac{C}{N_0}\right)_a &= PIRE_{ter1} + \frac{G_{Ra}}{T_{es}} - L_{bfa} - L_a + IB - 10 \log K = 89,39 \text{ dBHz} \\ PIRE_a &= P_{Ta} + G_{Ta} = 10 + 10 = 20 \text{ dBW} \\ G_{Ra} &= 10 \log \left[ \eta \left( \frac{\pi D}{\lambda} \right)^2 \right] = 45,28 \text{ dBi} \\ T_{es} &= 50 + 450 = 500 \text{ K} \\ \frac{G_{Ra}}{T_{es}} &= 18,29 \text{ dB/K} \\ \lambda_a &= \frac{c}{6\text{GHz}} = 0,05 \text{ m} \\ L_{bfa} &= 92,45 + 20 \log f(\text{GHz}) + 20 \log d(\text{km}) = 174,03 \text{ dB} \\ L_a &= L_{pol} = |\hat{\theta} \cdot (j\hat{\theta} + \hat{\phi})|^2 = 3 \text{ dB} \end{aligned}$$

■ **Enlace descendente**

$$\begin{aligned} \left(\frac{C}{N}\right)_d &= PIRE_d + \frac{G_{Rd}}{T_{et}} - L_{bfd} - L_d + OB - 10 \log KB = 0,37 \text{ dB} \\ \left(\frac{C}{N_0}\right)_d &= PIRE_d + \frac{G_{Rd}}{T_{et}} - L_{bfd} - L_d + OB - 10 \log K = 51,34 \text{ dBHz} \\ PIRE_d &= 30 - 10 \log \frac{10\text{MHz}}{125\text{kHz}} = 10,69 \text{ dBW} \\ \frac{G_{Rd}}{T_{et}} &= -14 \text{ dB/K} \\ \lambda_d &= \frac{c}{1,5\text{GHz}} = 0,2 \text{ m} \\ L_{bfd} &= 92,45 + 20 \log f(\text{GHz}) + 20 \log d(\text{km}) = 169,95 \text{ dB} \\ L_d &= L_{pol} = |\hat{\theta} \cdot (j\hat{\theta} + \hat{\phi})|^2 = 3 \text{ dB} \end{aligned}$$

■ **Enlace completo**

$$\begin{aligned} \left(\frac{C}{N}\right)_T &= 51,33 \text{ dBHz} = 1,09 = 0,37 \text{ dB} \\ \left(\frac{C}{N_0}\right)_T &= 136,11 \times 10^3 = 51,33 \text{ dBHz} \\ \left(\frac{eb}{n_0}\right)_T &= \left(\frac{c}{n_0}\right)_T \cdot \frac{1}{R_b} = 6,8056 = 8,328 \text{ dB} \\ BER &= Q \left( \sqrt{2 \cdot \frac{eb}{n_0}} \right) = 1,10 \times 10^{-4} \end{aligned}$$

Introduciendo los parámetros proporcionados en el enunciado, nuestra aplicación obtiene:

■ **Enlace ascendente**

$$\begin{aligned}\left(\frac{C}{N}\right)_a &= 38,3967 \text{ dB} \\ \left(\frac{C}{N_0}\right)_a &= 89,3658 \text{ dBHz}\end{aligned}\tag{6.1}$$

■ **Enlace descendente**

$$\begin{aligned}\left(\frac{C}{N}\right)_d &= 0,3791 \text{ dB} \\ \left(\frac{C}{N_0}\right)_d &= 51,3482 \text{ dBHz}\end{aligned}\tag{6.2}$$

■ **Enlace completo**

$$\begin{aligned}\left(\frac{C}{N}\right)_T &= 0,3784 \text{ dB} \\ \left(\frac{C}{N_0}\right)_T &= 51,3475 \text{ dBHz}\end{aligned}$$

$$BER = 1,1082 \times 10^{-4}$$

Como se puede apreciar en la tabla 6.5, se obtienen los mismo resultados.

	Nuestra aplicación	Ejemplo numérico
<b>Enlace ascendente</b>		
$(C/N)_a$	38,3967 dB	38,42 dB
$(C/N_0)_a$	89,3658 dBHz	89,39 dBHz
<b>Enlace descendente</b>		
$(C/N)_d$	0,3791 dB	0,37 dB
$(C/N_0)_d$	51,3482 dBHz	51,34 dBHz
<b>Enlace completo</b>		
$(C/N)_T$	0,3784 dB	0,37 dB
$(C/N_0)_T$	51,3475 dBHz	51,33 dBHz
$BER_T$	$1,1082 \times 10^{-4}$	$1,10 \times 10^{-4}$

Tabla 6.5: Comparación entre la aplicación y el problema numérico, prueba 1 balance de enlace

### 6.2.2. Prueba 2

Con esta prueba se quiere garantizar el cálculo correcto de la atenuación por lluvia.

Una estación terrena se encuentra situada a 500 m sobre el nivel del mar, localizada a 44° N. Tiene un ángulo de elevación de 13° y opera a una frecuencia de 20 GHz.

Calcule la atenuación por lluvia para los siguientes valores del % de un año medio excedidos: 1 %; 0,1 %; 0,01 % y 0,001 %. La intensidad de lluvia,  $R_{0,01}$  es igual a 42 mm/h. Además, se sabe que los coeficientes de regresión,  $k$  y  $\alpha$  valen 0,0691 y 1,065, respectivamente.

### Resolución del problema:

Siguiendo los pasos enumerados en la sección 4.4.10 obtenemos:

- Paso 1:

$$h_R = 3,4 \text{ km}$$

- Paso 2:

$$L_s = 12,9 \text{ km}$$

- Paso 3:

$$L_G = 12,57 \text{ km}$$

- Paso 4: Obtener  $R_{0,01}$ , que en este caso nos lo proporciona el enunciado.

- Paso 5:

$$L_0 = 18,64$$

$$r_{0,01} = 0,597$$

- Paso 6:

Utilizando los parámetros  $k$  y  $\alpha$ , obtenemos:

$$A = 3,7 \text{ dB/km}$$

- Paso 7:

$$A_{0,01} = 28,65 \text{ dB}$$

- Paso 8:

Tiempo inhabilitado	Atenuación
1 %	3,44 dB
0,1 %	10,89 dB
0,01 %	28,65 dB
0,001 %	61,61 dB

Tabla 6.6: Valores de la atenuación, prueba 2 balance de enlace

Problema extraído de [35].

### Nuestra aplicación:

Los datos obtenidos con nuestra aplicación son los que aparecen en la tabla 6.7. Como se puede observar son prácticamente del mismo valor que los calculados en la primera parte de la prueba.

Tiempo inhabilitado	Atenuación aplicación	Atenuación problema
1 %	3,419 dB	3,44 dB
0,1 %	10,889 dB	10,89 dB
0,01 %	28,445 dB	28,65 dB
0,001 %	60,955 dB	61,61 dB

Tabla 6.7: Comparativa de la absorción por lluvia, prueba 2 balance de enlace

### 6.2.3. Prueba 3

Mediante esta prueba verificaremos la correcta obtención de las pérdidas atmosféricas.

Disponemos de un enlace espacial que funciona a 23 GHz, la estación terrena se encuentra a una altura de 640 m. Consideramos la altura equivalente de un medio vertical uniforme en km,  $h_0 = 6$ .

Sabemos que la densidad promedio en superficie tiene un valor de  $12 \text{ g/m}^3$ .

Obtenga la atenuación para los siguientes ángulos de elevación:  $10^\circ$ ,  $30^\circ$  y  $90^\circ$ .

Utilizando el desarrollo de la sección 4.4.9, obtenemos:

$$\gamma_0 = 0,0091 \text{ dB/km}$$

$$\gamma_w = 0,2869 \text{ dB/km}$$

$$h_w = 3,0595 \text{ km}$$

$$L_{10} = 5,337 \text{ dB}$$

$$L_{30} = 1,853 \text{ dB}$$

$$L_{90} = 0,926 \text{ dB}$$

En la tabla 6.8 se muestra una comparación entre los resultados obtenidos con la herramienta y los cálculos anteriores. Las ínfimas diferencias observadas son debidas a la mayor precisión de la herramienta

Ángulo de elevación	Atenuación aplicación	Atenuación problema
$10^\circ$	5,341 dB	5,337 dB
$30^\circ$	1,854 dB	1,853 dB
$90^\circ$	0,927 dB	0,926 dB

Tabla 6.8: Comparativa de la absorción atmosférica, prueba 3 balance de enlace

### 6.2.4. Prueba 4

Se ha establecido una comunicación entre un satélite y una estación terrena a una frecuencia de 20 GHz. El ancho de banda del canal es de 250 kHz, la comunicación se realiza a una tasa binaria de 25 Kbps, empleando una modulación 16-QAM.

La potencia de salida del satélite es de 30 dBW, mientras que la ganancia de la antena es de 10 dBi. Dicho satélite emplea un transpondedor de 20 MHz en toda la banda. La

distancia entre el satélite y el terminal móvil es de 10 000 km.

El terminal móvil se encuentra situado a 44° N y 30° O, a una altura de 500 m. La temperatura de cielo es de 20 K y la temperatura media,  $T_m$  de 275 K. Emplea una antena con un diámetro de 4 m y una eficiencia del 60 %, apuntada al satélite con un ángulo de elevación de 13°.

La línea de transmisión que une la antena del terminal de tierra con el sistema receptor tiene unas pérdidas de 1 dB, siendo la temperatura de la línea de 290 K.

El sistema de recepción está formado por un LNA, un MX y un IF. La temperatura del LNA es de 150 K, mientras que la ganancia es de 50 dB. El MX tiene una temperatura de 850 K y una ganancia de -10 dB. Por último, el IF tiene una temperatura de 400 K.

Los terminales móviles son de baja calidad, tendrán unas pérdidas adicionales de recepción de 2 dB.

Se quiere calcular la  $C/N$ , la  $C/N_0$  y la  $BER$ , teniendo en cuenta que la comunicación se establece un día de lluvia, para el 1 % excedido del año medio. Los parámetros de la lluvia serán los mismo que los de la prueba 6.2.2, por lo tanto la atenuación por lluvia será de 3,44 dB.

#### Resolución del problema:

$$\begin{aligned} \left(\frac{C}{N}\right)_d &= PIRE_d + \frac{G_{Rd}}{T_{et}} - L_{bfd} - L_d - 10 \log KB = 12,53 \text{ dB} \\ \left(\frac{C}{N_0}\right)_d &= PIRE_d + \frac{G_{Rd}}{T_{et}} - L_{bfd} - L_d - 10 \log K = 66,51 \text{ dBHz} \\ PIRE_d &= 30 - 10 \log \frac{20\text{MHz}}{250\text{kHz}} = 10,97 \text{ dBW} \\ T_A &= 20/10^{0,344} + 275(1 - 1/10^{0,344}) + 10 = 169 \text{ K} \\ T_{eRX} &= 150 + 850/10^5 + 400/(10^5 10^{-1}) = 150 \text{ K} \\ T_{et} &= 169/10^{0,1} + 290(1 - 1/10^{0,1}) + 150 = 343,88 \text{ K} \\ G_{Rd} &= 10 \log 0,6 \left(\frac{\pi 4}{0,015}\right)^2 = 56,24 \text{ dBi} \\ \frac{G_{Rd}}{T_{et}} &= 56,24 - 25,36 = 30,88 \text{ dB/K} \\ \lambda_d &= \frac{c}{20\text{GHz}} = 0,015 \text{ m} \\ L_{bfd} &= 92,45 + 20 \log f(\text{GHz}) + 20 \log d(\text{km}) = 198,5 \text{ dB} \\ L_d &= L_{lu} = 3,44 \text{ dB} \\ BER &\leq 1 - \left[1 - 2Q\left(\sqrt{\frac{3}{16-1}} \frac{e_b}{n_0}\right)\right]^2 = 6 \times 10^{-9} \end{aligned}$$

Introduciendo los parámetros proporcionados en el enunciado, nuestra herramienta obtiene:

**Resolución de la herramienta:**

$$\left(\frac{C}{N}\right)_T = 12,5631 \text{ dB}$$

$$\left(\frac{C}{N_0}\right)_T = 66,5425 \text{ dBHz}$$

$$BER = 5,8273 \times 10^{-9}$$

	Nuestra aplicación	Ejemplo numérico
$(C/N)_T$	12,5631 dB	12,53 dB
$(C/N_0)_T$	66,5425 dBHz	66,51 dBHz
$BER_T$	$5,8273 \times 10^{-9}$	$6 \times 10^{-9}$

Tabla 6.9: Comparación entre la aplicación y el problema numérico, prueba 4 balance de enlace

Los resultados mostrados en la tabla 6.9, permiten comprobar el correcto funcionamiento de la herramienta.

**6.2.5. Prueba 5**

Una estación terrena establece una comunicación con un satélite GEO, situado a una distancia de 41 580 km.

La estación terrena se encuentra localizada en la posición 37,229° N y 80,438° W. Tiene un amplificador con una potencia de 20 dBW y una ganancia de 10 dB.

Mientras que la antena del satélite tiene una ganancia de 45 dBi y una temperatura de 290 K. La línea de transmisión que conecta la antena con el sistema receptor tiene unas pérdidas de 1 dB y una temperatura de 290 K. El sistema receptor tiene una temperatura de 150 K.

El enlace utiliza una modulación Q-PSK, con una tasa de bit de 15 kbps. La comunicación se establece a la frecuencia de 6 GHz, teniendo los canales un ancho de banda de 125 kHz.

Además, las antenas del satélite y la estación terrena se encuentran mal apuntadas, lo cual provoca unas pérdidas de 3 dB.

**Resolución del problema:**

$$\begin{aligned}
\left(\frac{C}{N}\right)_d &= PIRE_a + \frac{G_{Ra}}{T_{es}} - L_{bfa} - L_a - 10 \log KB = -17,2 \text{ dB} \\
\left(\frac{C}{N_0}\right)_d &= PIRE_a + \frac{G_{Ra}}{T_{es}} - L_{bfa} - L_a - 10 \log K = 33,77 \text{ dBHz} \\
PIRE_a &= 20 + 10 = 30 \text{ dBW} \\
T_A &= 290 \text{ K} \\
T_{eRX} &= 150 \text{ K} \\
T_{es} &= 290/10^{0,1} + 290(1 - 1/10^{0,1}) + 150 = 440 \text{ K} \\
G_{Ra} &= 5 \text{ dBi} \\
\frac{G_{Ra}}{T_{es}} &= 5 - 26,43 = -21,43 \text{ dB/K} \\
\lambda_d &= \frac{c}{20\text{GHz}} = 0,05 \text{ m} \\
L_{bfd} &= 92,45 + 20 \log f(\text{GHz}) + 20 \log d(\text{km}) = 200,39 \text{ dB} \\
L_d &= L_{apunta} = 3 \text{ dB} \\
BER &= 2Q \left( \sqrt{4 \frac{e_b}{n_0} \sin \frac{\pi}{4}} \right) = 0,58
\end{aligned}$$

Introduciendo los parámetros proporcionados en el enunciado, nuestra herramienta obtiene:

**Resolución de la herramienta:**

$$\left(\frac{C}{N}\right)_T = -17,1849 \text{ dB}$$

$$\left(\frac{C}{N_0}\right)_T = 33,7841 \text{ dBHz}$$

$$BER = 0,5724$$

	Nuestra aplicación	Ejemplo numérico
$(C/N)_T$	-17,1849 dB	-17,2 dB
$(C/N_0)_T$	33,7841 dBHz	33,77 dBHz
$BER_T$	0,5724	0,58

Tabla 6.10: Comparación entre la aplicación y el problema numérico, prueba 5 balance de enlace

En la tabla 6.10 se puede apreciar que los resultados son prácticamente similares.



## 6.3. Pruebas del Funcionamiento Completo de la Herramienta

### 6.3.1. Prueba 1

En la figura 6.3, podemos comprobar que los ángulos de visión varían en función de la posición de la estación terrena. Además, según nos acercamos al borde de la zona de cobertura, verificamos que el valor de la elevación disminuye. Una vez que la estación se sitúa fuera del casquete de cobertura del satélite, los ángulos de visión no pueden ser determinados.



Figura 6.3: Variación de los ángulos de visión en función de la posición de la estación terrena

### 6.3.2. Prueba 2

Utilizando los datos de la sección 6.1.1 y la sección 6.2.5, representamos un satélite geoestacionario para comprobar el adecuado funcionamiento de la herramienta en tiempo de ejecución.

Como se puede observar en la figura 6.4, los resultados obtenidos son exactamente los mismos que los que se obtuvieron en las pruebas anteriores.



Figura 6.4: Resultados de los parámetros de calidad del enlace en tiempo de ejecución

Por lo tanto, tras las diferentes pruebas realizadas podemos considerar que nuestra aplicación tiene un funcionamiento correcto.



## Capítulo 7

# Conclusiones y Trabajos Futuros

El presente capítulo expondrá las conclusiones deducidas a lo largo de la realización de este trabajo fin de grado. Además, presentará posibles mejoras a fin de que otros estudiantes, en sus trabajos de finalización de estudios, mejoren la herramienta.

### 7.1. Conclusiones

En este trabajo se ha querido desarrollar una interfaz gráfica, que permitiera el cálculo de los parámetros de calidad de una comunicación espacial de manera sencilla. Con el fin de facilitar a los estudiantes de telecomunicación el aprendizaje de las comunicaciones por satélite.

Se ha conseguido diseñar una aplicación concurrente, capaz de representar un conjunto de satélites y estaciones terrenas que trabajan de manera conjunta. Además, se permite al usuario la interacción con la herramienta en tiempo de ejecución, lo que le facilita un estudio más completo del escenario representado, junto con la aplicación de los conceptos adquiridos en clase.

Esta herramienta realiza un estudio muy completo de los radioenlaces, ya que es capaz de calcular las temperaturas de ruido de los receptores a partir de las figuras de ruido o de la temperatura equivalente de los distintos elementos que componen una cadena de recepción.

Asimismo, el modelo de pérdidas contempla diferentes casos. La aplicación es capaz de calcular las pérdidas por desapuntamiento, por polarización, las pérdidas atmosféricas y las pérdidas por lluvia.

En el caso de las pérdidas atmosféricas y por lluvia, estas tienen una dependencia de la frecuencia. Nuestro programa a la hora de obtenerlas, tiene en cuenta en qué enlace ocurren, teniendo un valor diferente en el ascendente que en el descendente.

Es importante señalar, que esta herramienta había sido inicialmente pensada para ser utilizada únicamente con satélites LEO. Sin embargo, gracias a la realización de un diseño flexible, se ha conseguido generalizar el problema. De manera que, se ha obtenido una solución global y no focalizada solamente en los satélites LEO.

Por lo tanto, cabe destacar la amplia consecución de los objetivos marcados. Se ha logrado diseñar un programa versátil, que permite representar cualquier tipo de satélite a partir de los elementos orbitales, obteniendo la calidad del enlace de comunicaciones. Dichas características permiten a los estudiantes realizar diferentes pruebas, que les ayuden en la comprensión de los sistemas de comunicación por satélite

La formación adquirida pone las bases que permiten, con el esfuerzo y trabajo propio, conseguir una solución a nuestro problema a partir de la información consultada. En estas circunstancias, al tratarse de un programa JAVA, las consultas al API sin una formación previa hubieran resultado inservibles.

No obstante, hubiera ocurrido lo mismo en la consulta de cualquier documentación relacionada con los ámbitos que se citan a continuación: teoría de la señal, radiocomunicación, programación, gestión de proyectos, política de las telecomunicaciones y economía de la empresa.

Además, realizar un trabajo de esta envergadura te permite aprender a afrontar las diferentes dificultades que surgen con el devenir del proyecto. Siendo necesaria la toma de decisiones para afrontar dichos problemas.

En todo proyecto se hace necesario una adecuada planificación, que se ajuste con la realidad y que plantee hitos, los cuales sean fácilmente identificables y verificables. De esta manera, durante la realización del trabajo podremos comprobar si los objetivos marcados se cumplen. De modo que, si estos no fueran respetados, sería posible llevar a cabo acciones correctoras que nos solucionen los contratiempos y nos eviten futuros problemas.

Asimismo, resulta fundamental validar la calidad de las fuentes de información, pues será en lo que se base nuestra solución. Es altamente aconsejable consultar diferentes autores consagrados, para así conseguir una visión global del problema y poder extraer nuestras propias conclusiones.

## 7.2. Trabajos Futuros

A pesar de todo el desarrollo realizado, esta herramienta se muestra incompleta. Por lo tanto, puede resultar ser el punto de partida de otro trabajo fin de grado.

A continuación se enumeran una serie de mejoras que no han podido ser implementadas, con el objetivo de ser el primer paso para continuar con el desarrollo de esta herramienta.

- Construir constelaciones de satélites con más de un órbita diferente, por ejemplo utilizando el método Walker.
- Generar ficheros con los parámetros orbitales, siguiendo el formato del NORAD usado por la NASA, para facilitar su distribución.
- Poder representar un escenario en el que dos usuarios se encuentren en zonas de cobertura servidas por satélites diferentes. Siendo necesario para establecer la comunicación la realización de enlaces entre satélites.
- Realizar la representación de la escena en 3D.

- Considerar las variaciones temporales de los parámetros orbitales y la influencia que ejercen el Sol u otros astros sobre ellos.
- Mejorar la representación del casquete de cobertura, buscando una mayor semejanza con la realidad.
- Poder editar escenarios previamente guardados.
- Durante la gestación de este proyecto, un compañero de titulación, Javier Hernández Álvarez, ha estado desarrollando como trabajo fin de grado un sistema gráfico para determinar coberturas en redes VSAT. Resultaría interesante la integración de estas dos interfaces gráficas en una única aplicación.



## Apéndice A

# Planificación

En este apéndice se presenta la planificación llevada a cabo para la realización de este trabajo fin de grado.

Este trabajo comenzó el *3 de febrero de 2014*, siendo finalizado el *22 de septiembre de 2014*. Por lo tanto, ha tenido una duración de ocho meses y medio, siendo su jornada de trabajo de cinco días a la semana, dedicando cada día alrededor de cuatro horas.

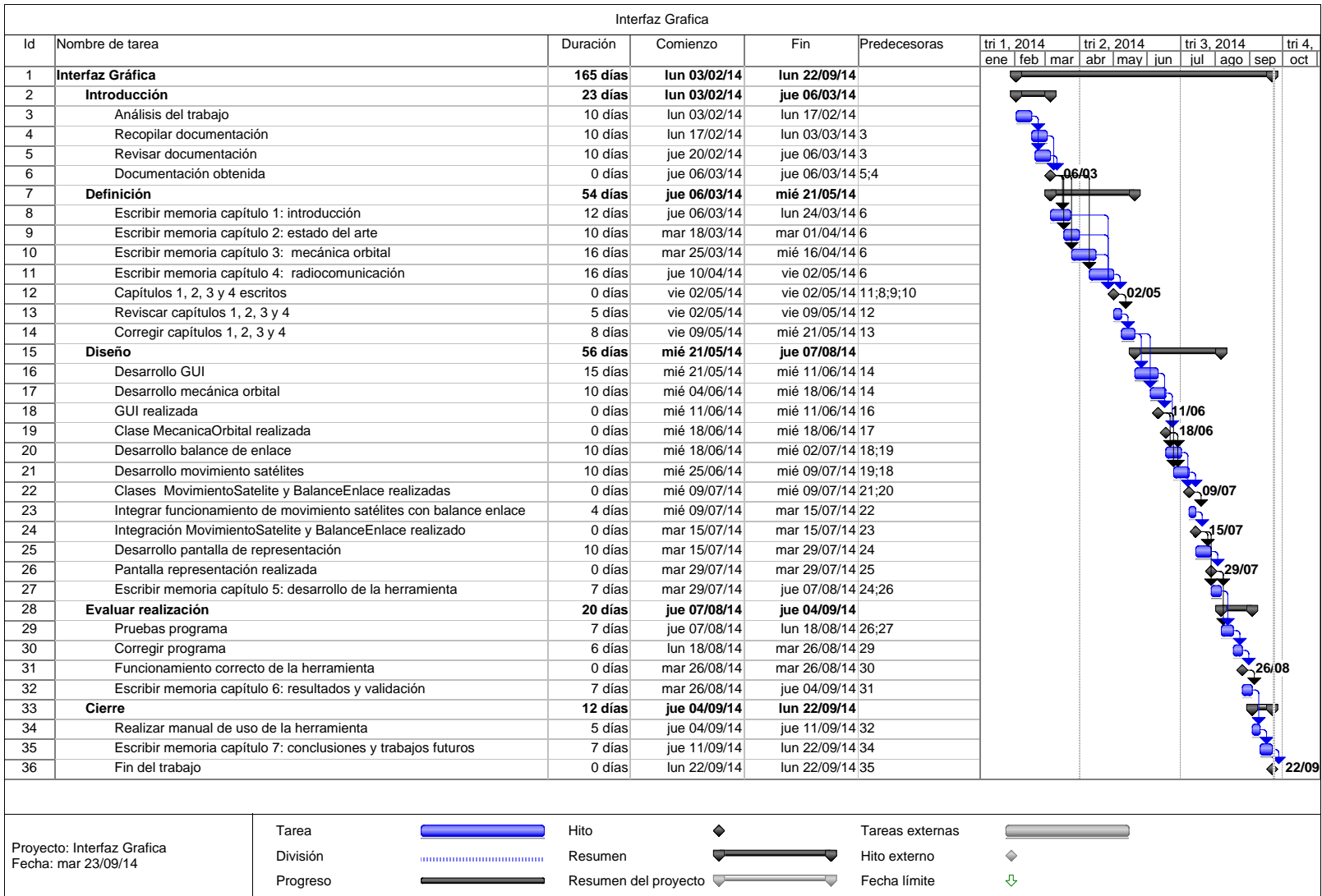
Por consiguiente, el número total de días empleados ha sido de 165, ascendiendo el número de horas de trabajo a 660. Se ha estimado que el total de horas dedicadas por parte del tutor, en concepto de: correcciones, tutorías, resolución de dudas, lectura de la memoria, suponen un 20 % del trabajo del alumno. Siendo por tanto el tiempo dedicado por el tutor de unas 132 horas.

Tareas	Días	horas/día	total horas
Introducción	23	4	92
Definición	54	4	216
Diseño	56	4	224
Evaluar realización	20	4	80
Cierre	12	4	48
Interfaz Gráfica	165	4	660

Tabla A.1: Número total de días y horas dedicados al proyecto, desglosado por tareas

A continuación se muestran dos diagramas de Gantt, el primero presenta una tabla que incluye todas las tareas, mostrando su secuenciación y temporización. Mientras que el segundo se encarga de indicar todas las tareas críticas y por tanto la ruta crítica.

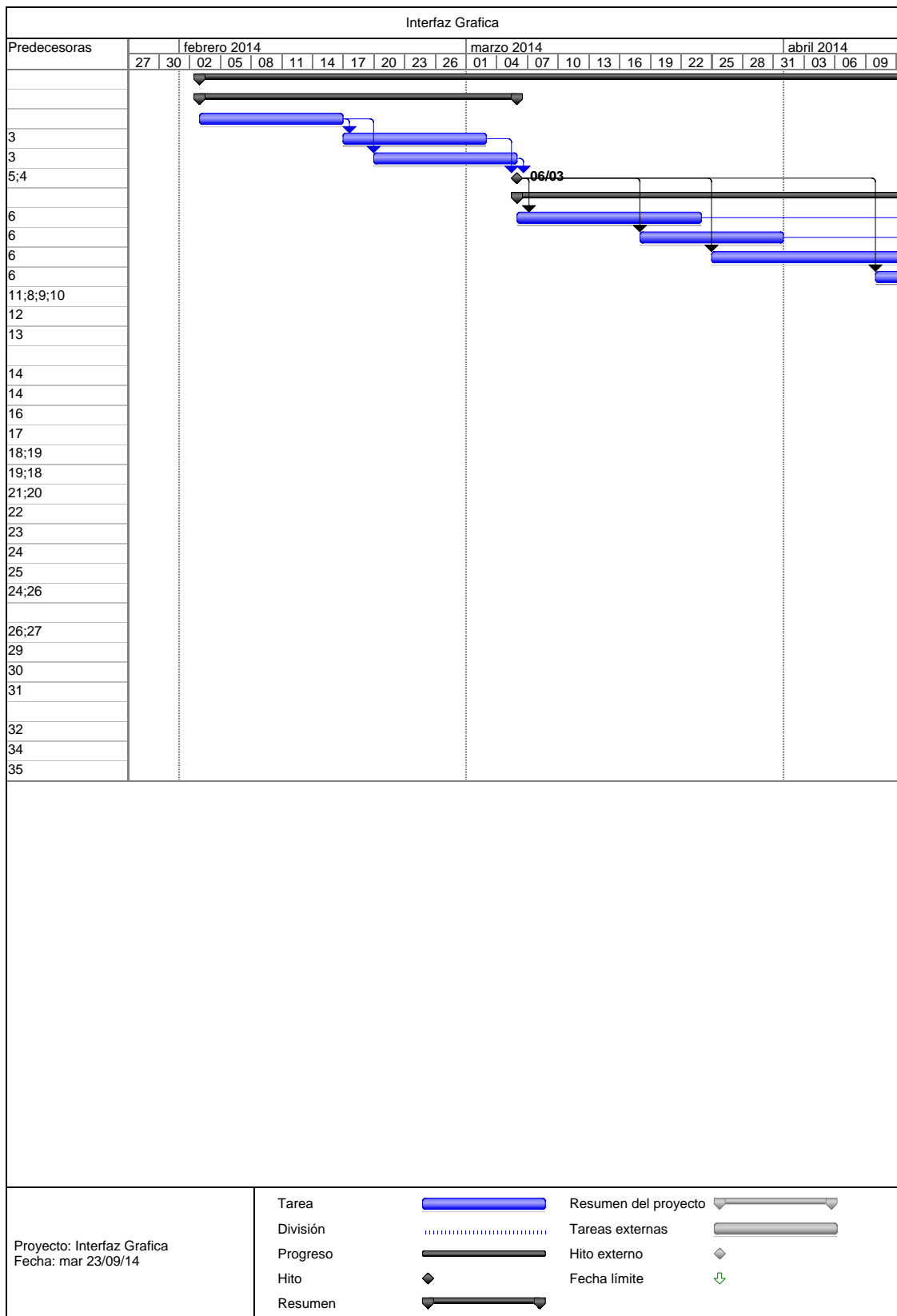
## Diagrama de Gantt: Secuenciación y Temporización

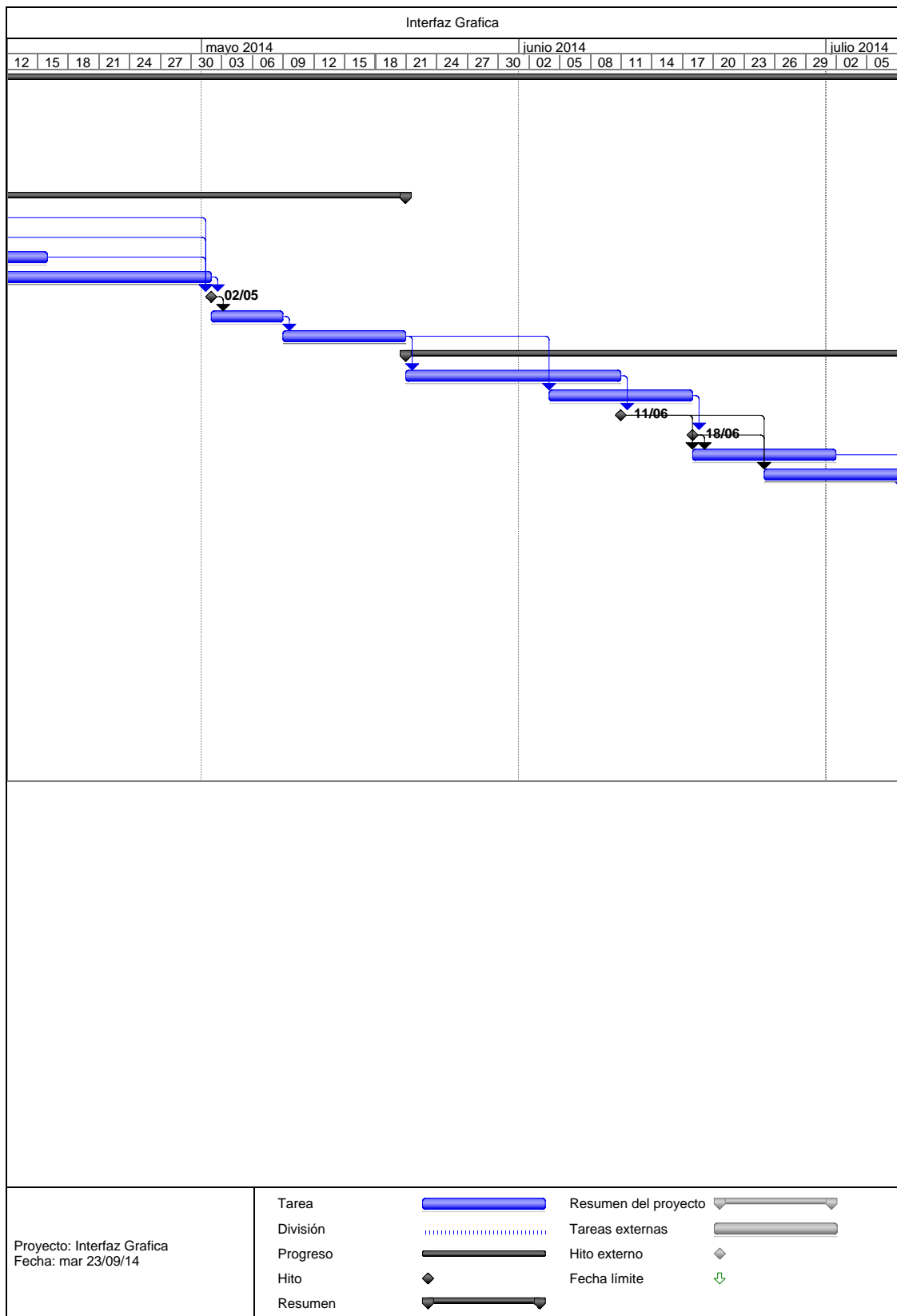


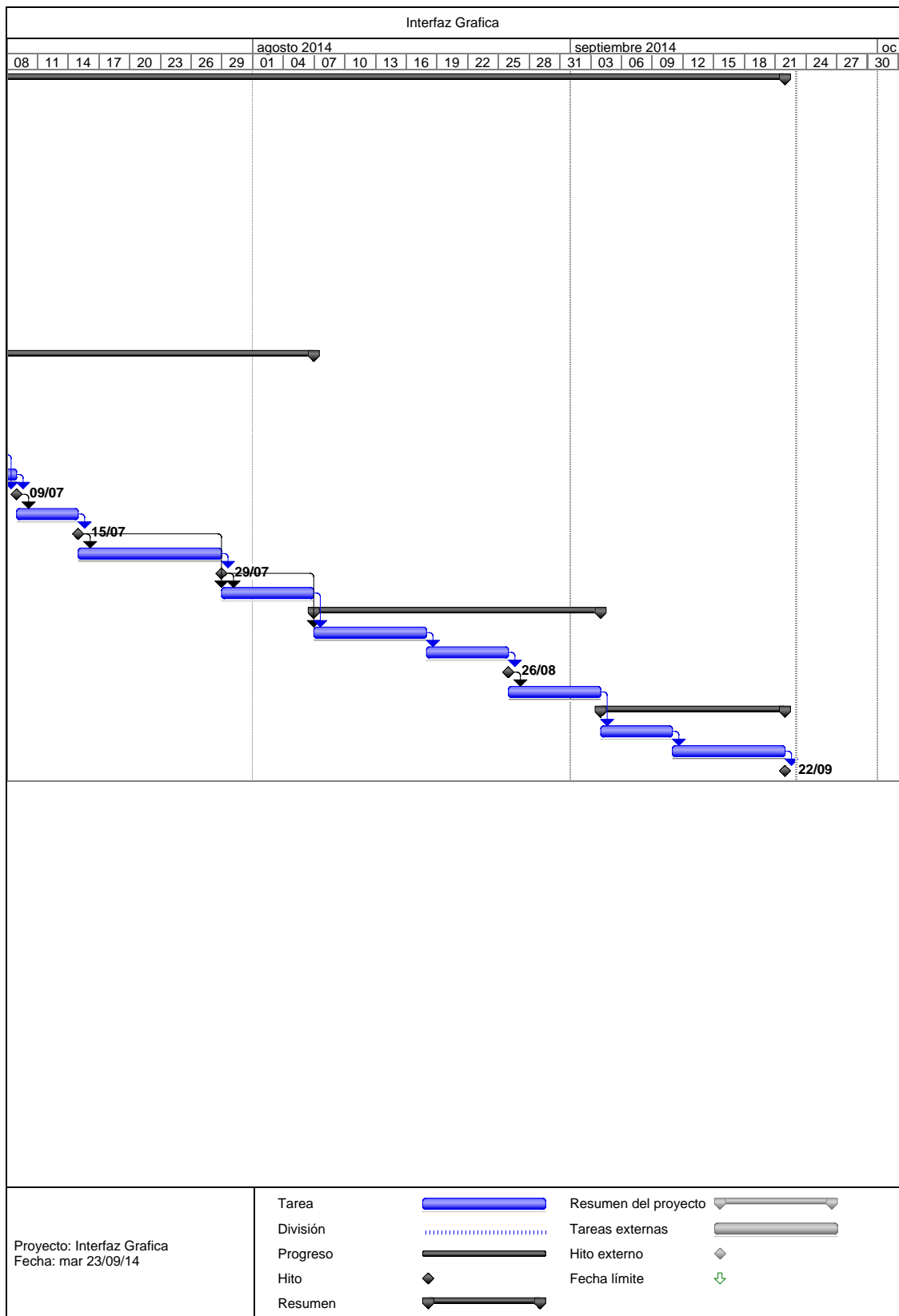


## Diagrama de Gantt: Secuenciación y Temporización Detallado

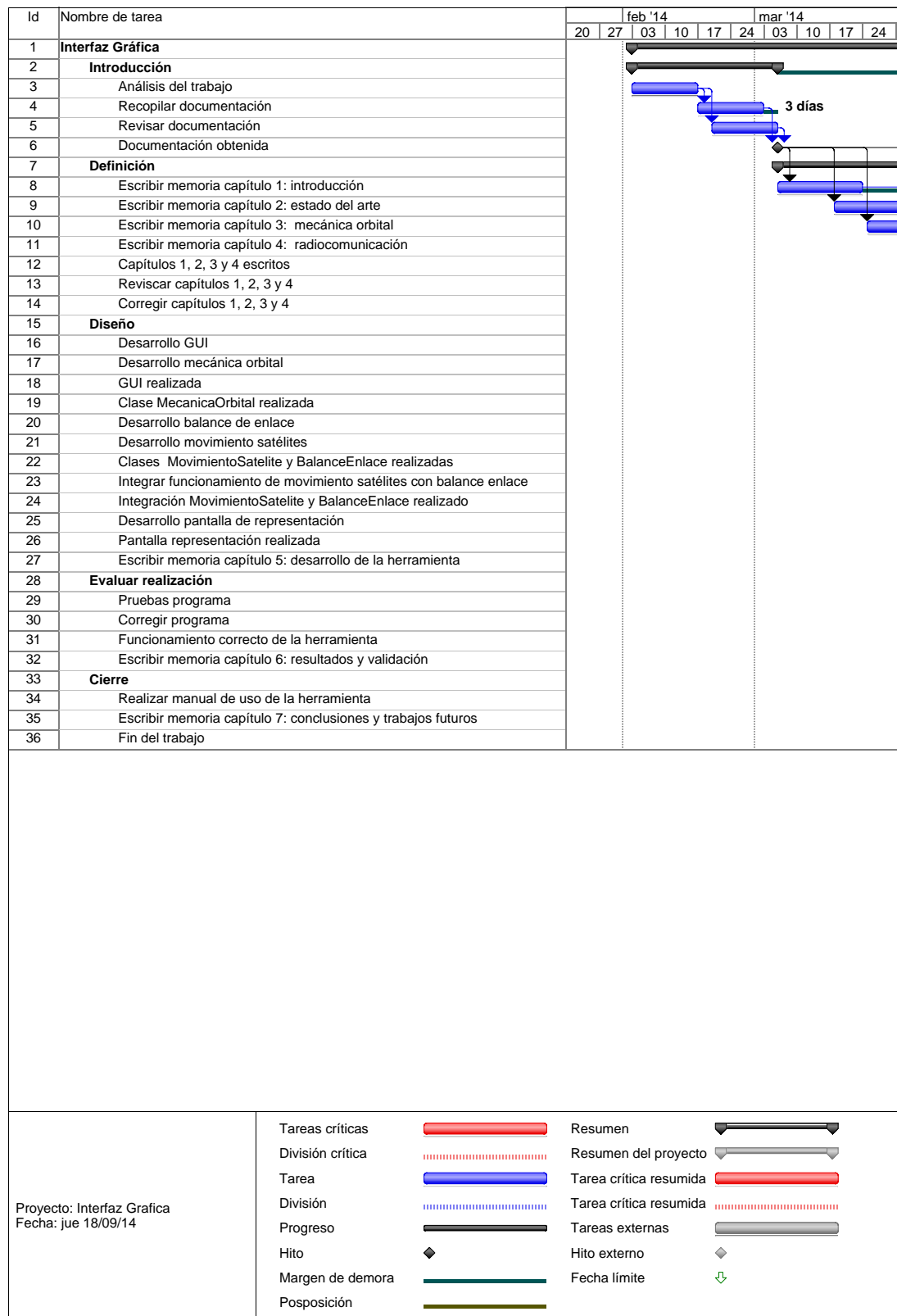


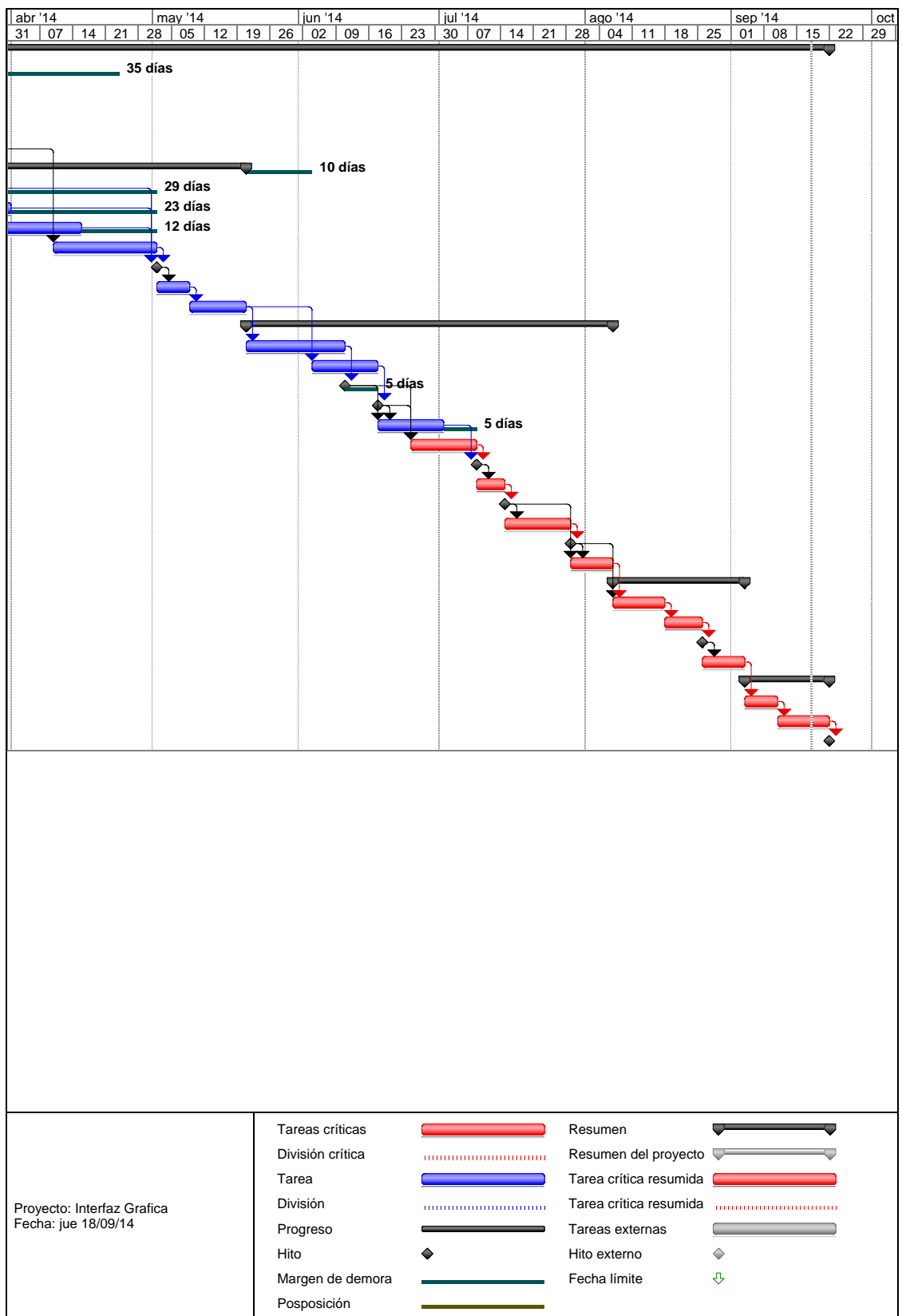






## Diagrama de Gantt: Tareas Críticas





## Apéndice B

# Presupuesto

En este apéndice se detalla el presupuesto correspondiente a este trabajo fin de grado. Para obtener dicho presupuesto se tendrán en cuenta los costes directos y los costes indirectos.

Los costes directos imputados son los debidos al personal encargado del desarrollo del proyecto, a los equipos informáticos y a las licencias de programas.

Mientras que los costes indirectos contabilizados, se calcularán como el 20 % del total de los costes directos. Siendo estos los correspondientes a la conexión a Internet, a los materiales utilizados en la actividad del proyecto (papel, tinta de impresora, bolígrafos, etc.) y al transporte.

### ■ Costes directos

Costes de personal:

En este trabajo fin de grado han trabajado dos personas, un futuro graduado en telecomunicaciones como ingeniero junior (alumno) y un doctor ingeniero en telecomunicaciones como jefe de proyecto (tutor).

Se ha estimado el precio por hora del ingeniero junior en 45 € y el del jefe de proyecto en 65 €. Utilizando los datos del apéndice A, sabemos que las horas dedicadas por parte el ingeniero junior han sido 660, mientras que las del jefe de proyecto han sido 132. Por lo tanto, los costes de personal ascienden a 38,280 €.

Nombre	Categoría	Dedicación (horas)	Coste (€)
Pérez Pérez, Roberto	Ingeniero Junior	660	29 700
Gil Jiménez, Víctor P.	Jefe proyecto	132	8 580
Total costes personal			38 280

Figura B.1: Costes de personal

Costes de amortización:

Para hacer de este trabajo fin de grado ha sido necesario adquirir ciertos equipos y materiales, que podrán seguir siendo utilizados tras la finalización de este. Por lo tanto, tendremos que calcular su amortización.

Para el cálculo de la amortización hemos utilizado la fórmula siguiente:

$$\frac{A}{B} \times C \quad (\text{B.1})$$

donde,

$A$ , es el número de meses desde la fecha de facturación en que el equipo es utilizado.

$B$ , es el periodo de depreciación.

$C$ , es el coste del equipo (sin IVA).

En la figura B.2 se recogen las amortizaciones de este trabajo.

Descripción	Coste (€)	Duración TFG	Periodo de depreciación	Coste imputable (€)
Ordenador sobremesa	1500	8,5	60	212,5
Impresora	246	8,5	60	34,85
Licencia Office 365	65	8,5	48	11,33
<b>Total costes amortizaciones</b>				<b>258,68</b>

Figura B.2: Costes de amortizaciones

Costes directos totales:

Sumando todos los costes directos, obtenemos unos costes totales directos de 38,538,68 €.

	Coste (€)
Costes de personal	38 280
Costes de amortizaciones	258,68
<b>Total costes directos</b>	<b>38 538,68</b>

Figura B.3: Costes directos totales

#### ■ Costes indirectos

Calculamos los costes indirectos como el 20 % de los costes directos totales, obteniendo 7 707,736 € de costes indirectos.



	Coste (€)	Tasa costes indirectos
Total costes directos	38 538,68	20%
<b>Total costes indirectos</b>		<b>7 707,736</b>

Figura B.4: Costes indirectos

#### ■ Resumen de costes

Sumando el total de los costes directos, con el total de los costes indirectos, obtenemos los costes totales de nuestro trabajo fin de grado. Estos costes ascienden a un monto de 42 246,416 €.

	Coste (€)
Costes directos	38 538,68
Costes indirectos	7 707,736
<b>Total costes</b>	<b>42 246,416</b>

Figura B.5: Costes totales del trabajo fin de grado

Firmado por el ingeniero:  
Roberto Pérez Pérez.



## Apéndice C

# Diagrama de Flujo de los Escenarios de la Clase JPanelB2

La intención de este apéndice es facilitar la comprensión del funcionamiento de la GUI, a la hora de introducir los parámetros del balance de enlace.

En dicho apéndice se presentan los diagramas de flujo de los seis posibles escenarios del balance de enlace que se pueden representar en la aplicación.

En dichos diagramas se reproducen los paneles que componen el *JInternalFrame*, *JPanelB1* y *JPanelB2*, así como los botones del *JPanelB1* y los paneles añadidos al *JPanelB2*.

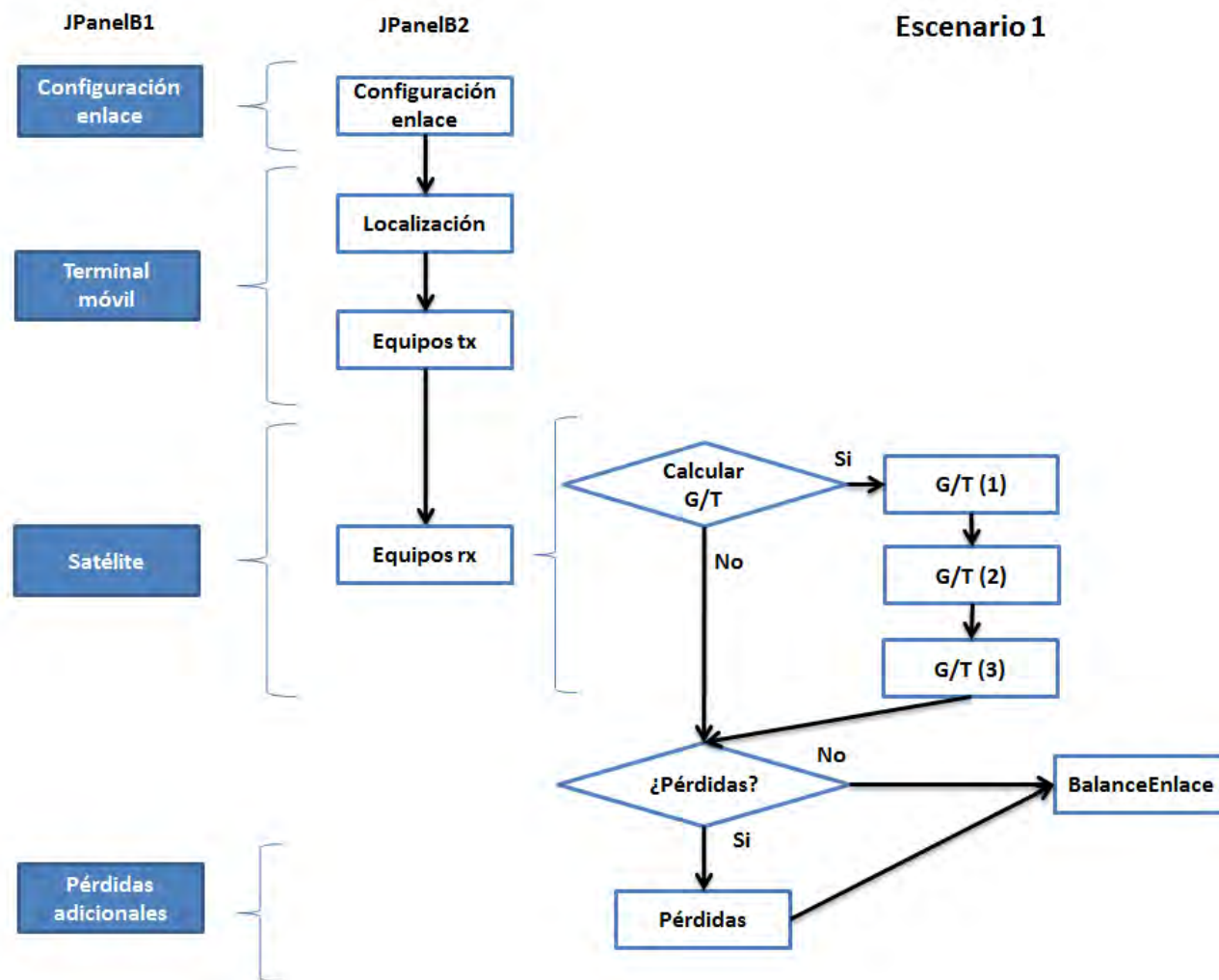


Figura C.1: Diagrama de flujo del escenario 1

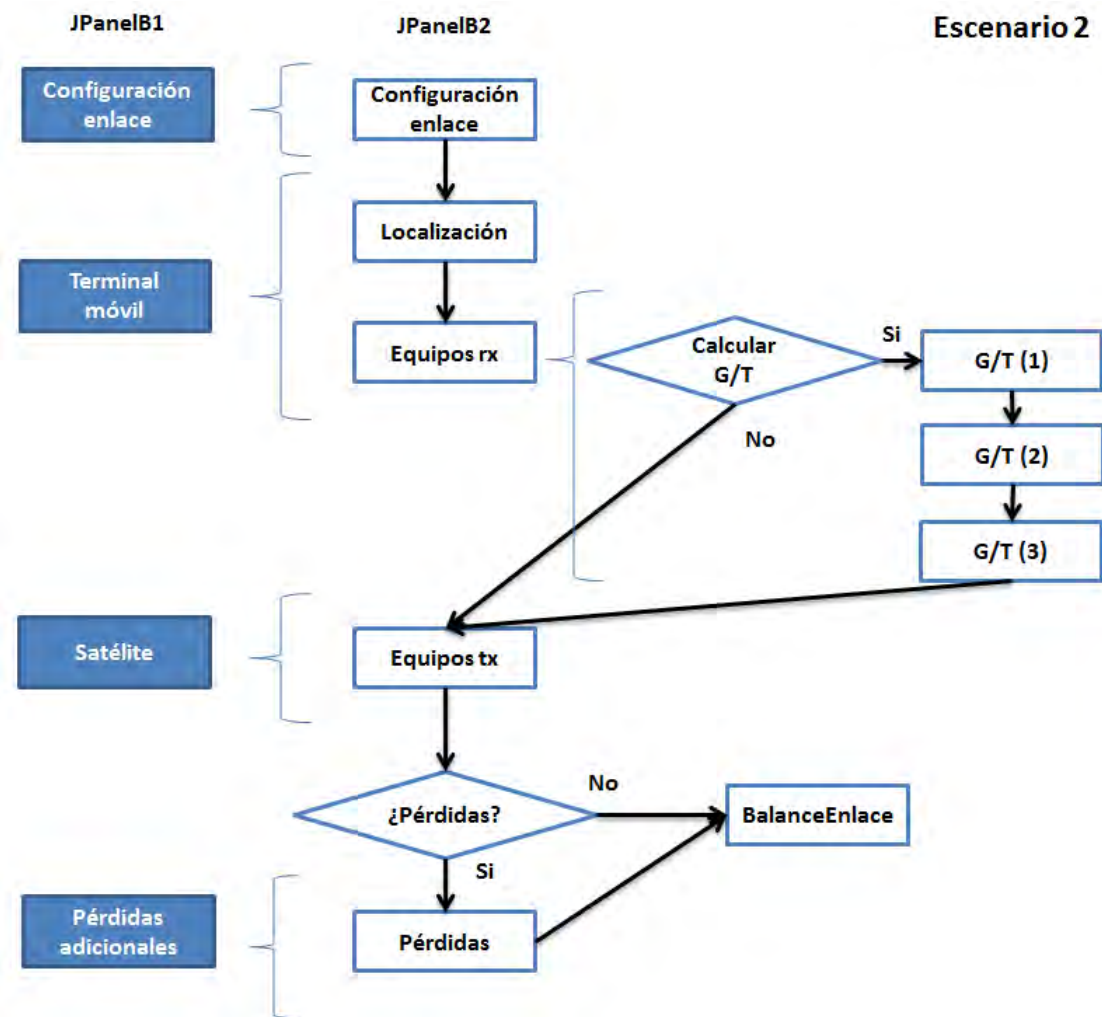


Figura C.2: Diagrama de flujo del escenario 2

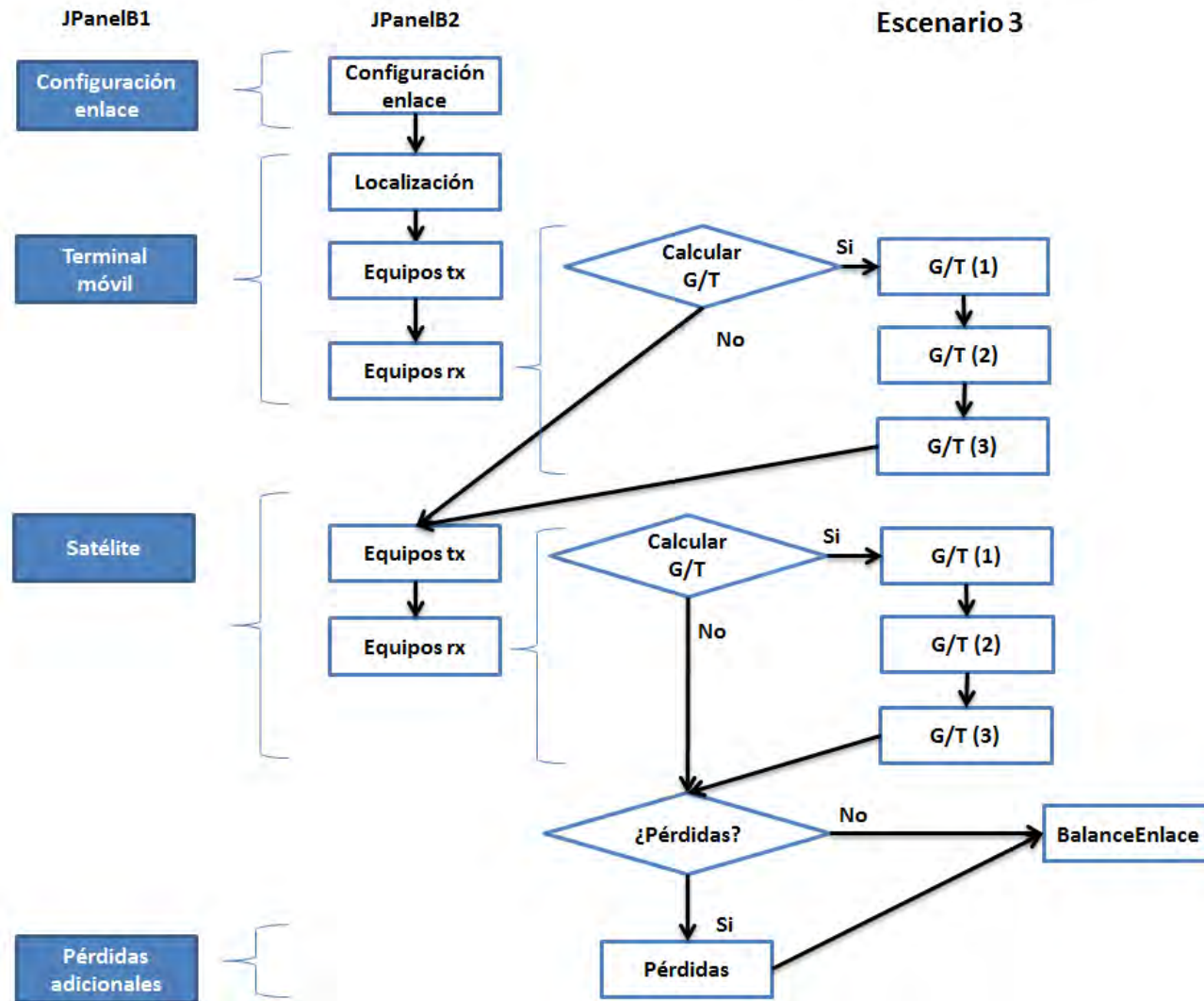


Figura C.3: Diagrama de flujo del escenario 3

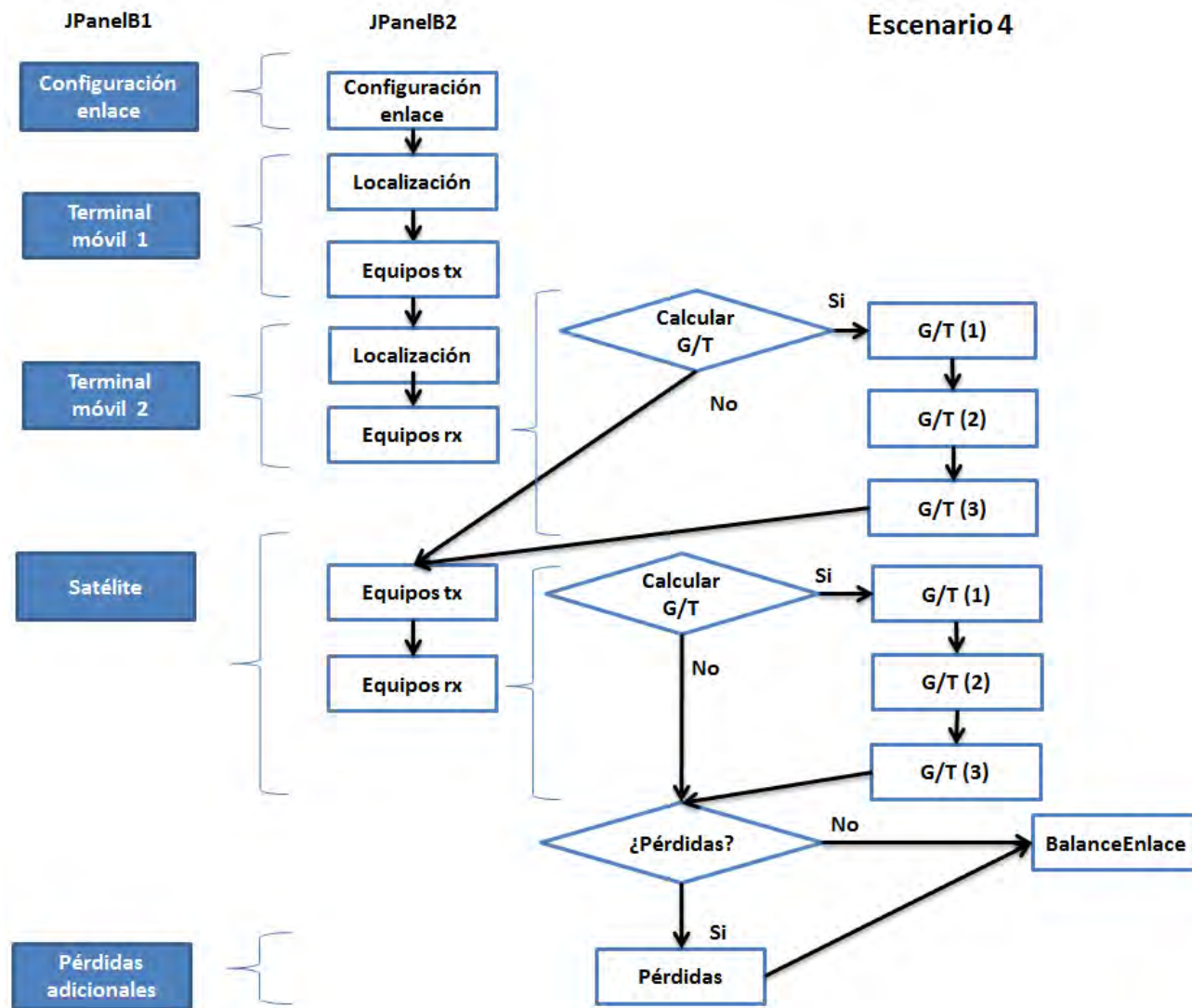


Figura C.4: Diagrama de flujo del escenario 4

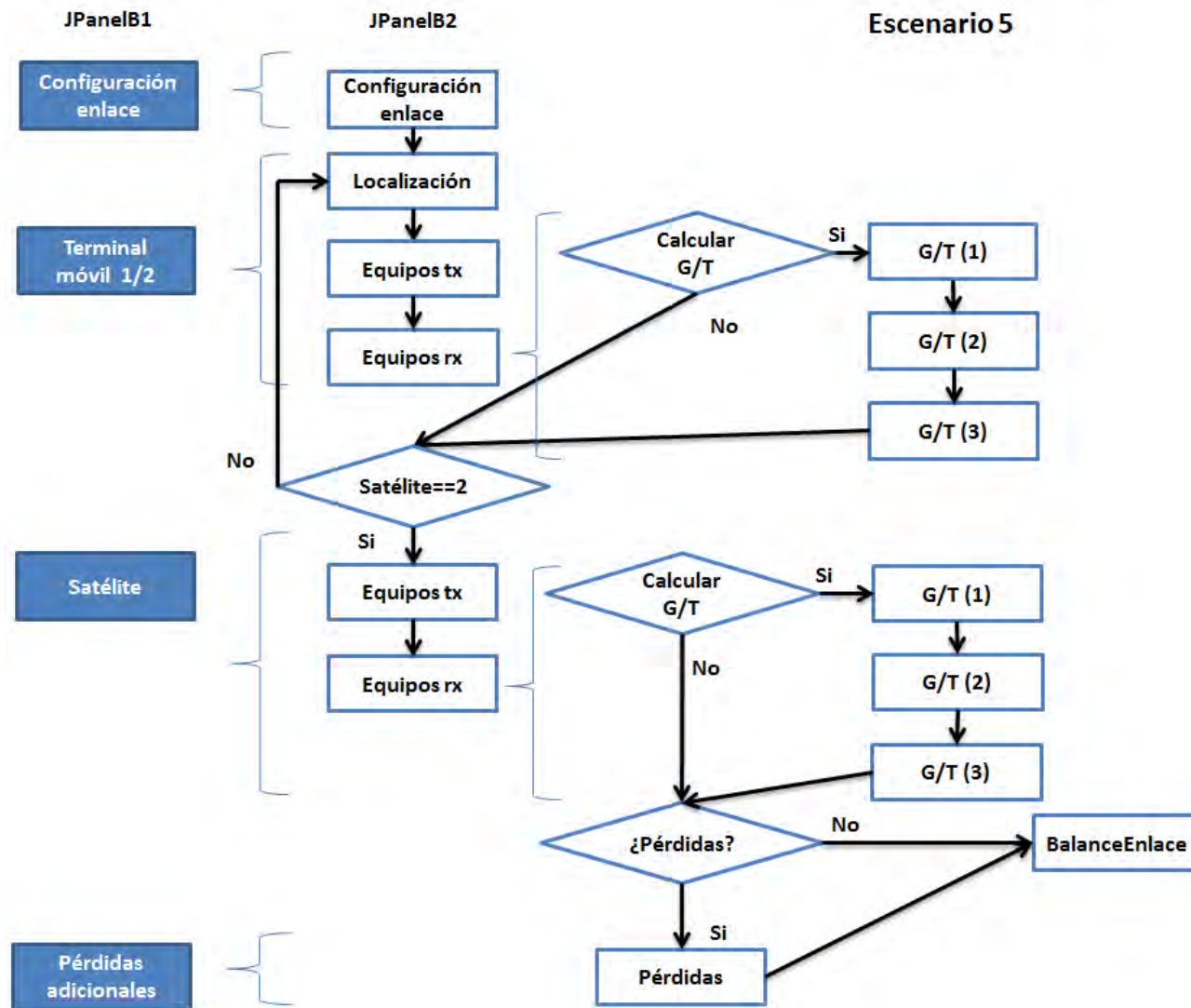


Figura C.5: Diagrama de flujo del escenario 5



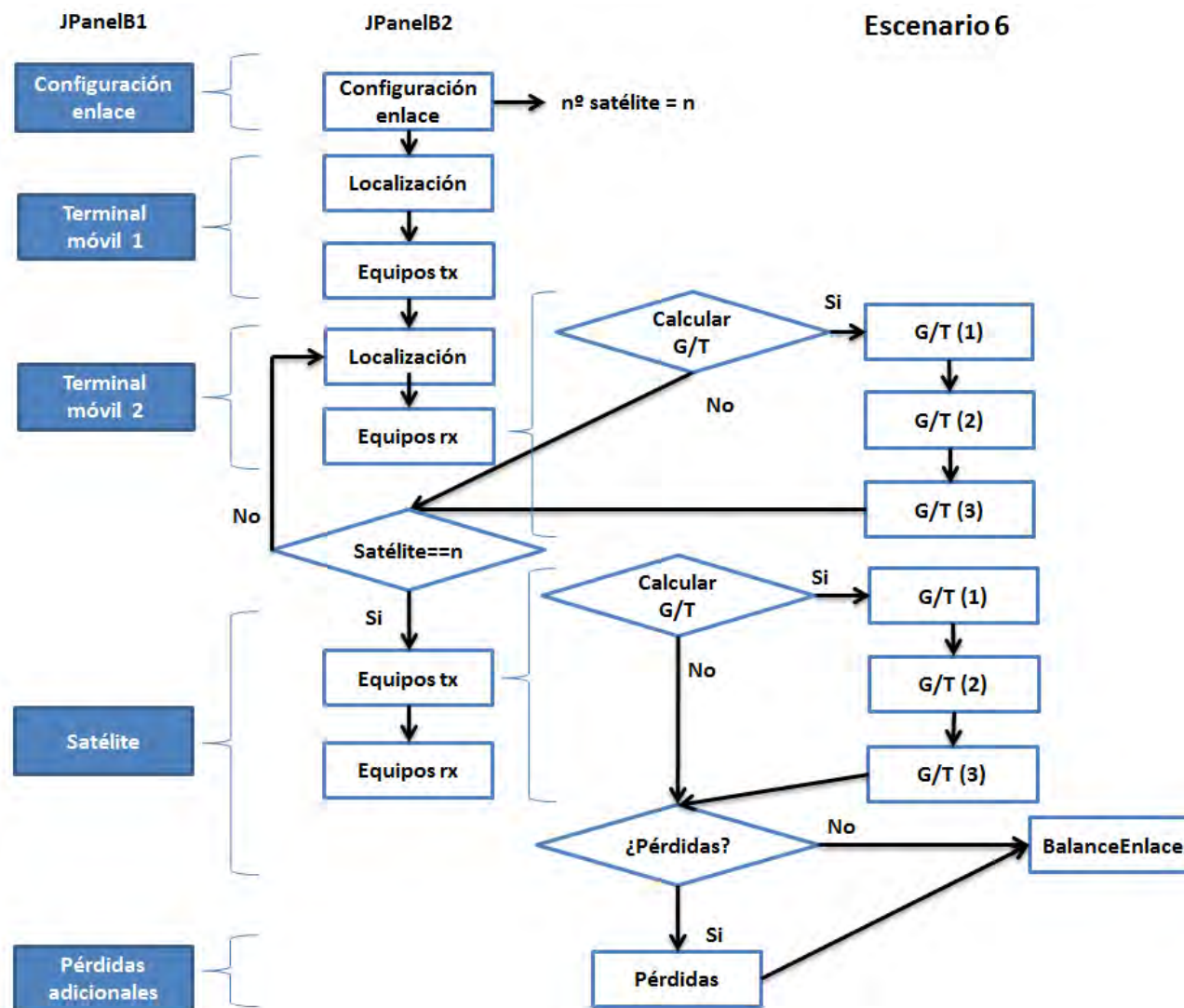


Figura C.6: Diagrama de flujo del escenario 6



## Apéndice D

# Manual de Uso

Con el presente manual se quiere facilitar el uso de la herramienta y permitir que el usuario utilice las diferentes opciones del programa.

### Ejecución de la Herramienta

A continuación, se detallan los pasos necesarios para poder ejecutar la herramienta en los sistemas operativos de Windows, Linux y OS X:

1. Tener instalado en el ordenador el programa JAVA, si no fuera así es necesario acceder a <https://www.java.com/es/download/> para su descarga.
2. Instalar el archivo de JAVA descargado con anterioridad.
3. Ejecutar el archivo **simuladorSatelital.jar** que se encuentra en el directorio *simuladorSatelital*.

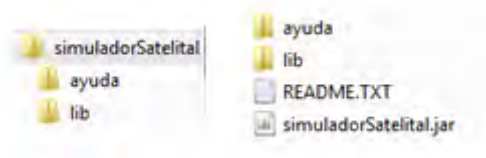


Figura D.1: Directorio donde se encuentra el fichero simuladorSatelital.jar

### Área de Trabajo

El área de trabajo dispone de una ventana principal compuesta por cuatro botones y una barra de menú (figura D.2).

**Mecánica Orbital:** Este botón se encarga de desplegar una ventana interna para proceder a la introducción de los parámetros orbitales.

**Balance de Enlace:** Pulsando este botón se despliega una ventana interna que permite elegir el escenario que se quiere realizar. Una vez elegido el escenario se presentarán diferentes paneles de manera ordenada, en los cuales se introducirán los parámetros del enlace.

**Información:** Al seleccionar el botón, se despliega una ventana interna que proporciona información general de la aplicación.

**Salir:** Sirve para cerrar la herramienta.

**Barra de menú:** Se encuentra formada por tres menús: **Archivo**, **Ayuda** y **Simular**.



Figura D.2: Área de trabajo

Para realizar una representación, es necesario introducir los datos del botón mecánica orbital y del botón balance de enlace, o bien, abrir un fichero previamente guardado de una sesión anterior.

### Mecánica Orbital

Al ser pulsado el botón de mecánica orbital se desplegará la figura D.3, que como se puede apreciar está compuesta por dos botones.



Figura D.3: Ventana interna Mecánica Orbital

- **Crear constelación**, Este botón servirá para crear una constelación de satélites, los cuales tendrán la misma traza. En la figura D.4, se muestra un pantallazo de la herramienta, a continuación detallamos los campos a rellenar.
  - Número de satélites, en este campo se introducen el número de satélites que se quieren representar en el mismo plano orbital. El número introducido deberá ser mayor que 1.
  - Fecha, será necesario indicar el día y la hora de los parámetros orbitales. El año introducido deberá ser igual o superior a 1900.
  - **Aceptar**, este botón será pulsado cuando se hayan rellenado los campos anteriores. Si los datos introducidos son correctos, se desplegará un nuevo panel donde introducir los elementos orbitales (figura D.5).

Número de satélites

**Fecha:**  
(día/mes/año)  
dd:  MM:  aaaa:   
(horas:minutos:segundos)  
hh:  mm:  ss:

**Aceptar**

Figura D.4: Ventana interna Mecánica Orbital mostrada cuando el botón pulsado es el de crear una constelación

**Parámetros orbitales**

Semieje mayor (km):

Excentricidad:

Inclinación (°):

Anomalía Media (°):

Argumento del Perigeo (°):

RA Nodo Ascendente (°):

**Introducir satélite 1**

Figura D.5: Ventana interna Mecánica Orbital mostrada cuando el botón pulsado es el de aceptar

Tras pulsar el botón **Aceptar**, será necesario rellenar los siguientes campos:

- Semieje mayor, valor del semieje mayor de la órbita en km, deberá ser superior a 6 370 km.
- Excentricidad, excentricidad de la órbita, valor comprendido entre 0 y 1.

- Inclinación, valor de la inclinación de la órbita en grados.
  - Anomalía media, valor de la anomalía media de la órbita en grados.
  - Argumento del perigeo, valor del argumento de perigeo de la órbita en grados.
  - RA nodo ascendente, valor de la ascensión recta del nodo ascendente en grados.
  - **Introducir satélite 1**, este botón será pulsado cuando se hayan introducido todos los elementos orbitales. Si los elementos son correctos, la ventana interna se cerrará, quedando estos elementos almacenados en memoria.
- **Introducir satélites:** Si seleccionamos este botón, podremos elegir el número de satélites que queremos representar en la fecha y hora deseada. Los parámetros orbitales de los satélites se introducirán de manera individual. La ventana interna que se despliegue será la de la figura D.6.
- Número de satélites, en este campo se introducen el número de satélites que se quieren representar. El número introducido deberá ser mayor que 0.
  - Fecha, será necesario indicar el día y la hora de los parámetros orbitales, estos datos serán comunes para todos los satélites. El año introducido deberá ser igual o superior a 1900.
  - **Aceptar**, este botón será pulsado cuando se hayan rellenado los campos anteriores. Si los datos introducidos son correctos, se desplegará un nuevo panel donde introducir los elementos orbitales (figura D.7).

Figura D.6: Ventana interna Mecánica Orbital mostrada cuando el botón pulsado es el de introducir satélites

Tras pulsar el botón **Aceptar**, será necesario rellenar los siguientes campos:

- Semieje mayor, valor del semieje mayor de la órbita en km, deberá ser superior a 6 370 km.
- Excentricidad, excentricidad de la órbita, valor comprendido entre 0 y 1.
- Inclinación, valor de la inclinación de la órbita en grados.
- Anomalía media, valor de la anomalía media de la órbita en grados.
- Argumento del perigeo, valor del argumento de perigeo de la órbita en grados.
- RA nodo ascendente, valor de la ascensión recta del nodo ascendente en grados.

Parámetros orbitales

Semieje mayor (km):

Excentricidad:

Inclinación (°):

Anomalía Media (°):

Argumento del Perigeo (°):

RA Nodo Ascendente (°):

**Introducir satélite 1**

Figura D.7: Ventana interna Mecánica Orbital mostrada cuando el botón pulsado es el de aceptar

- **Introducir satélite n**, este botón será pulsado cuando se hayan introducido todos los elementos orbitales. Si los elementos son correctos y todavía quedan satélites por introducir, la ventana interna se cerrará y se abrirá un nuevo panel. Este panel será como el de la figura D.7 para rellenar los campos del satélite que corresponda. Una vez que se hayan introducido todos los satélites, la ventana se cerrará, quedando estos elementos almacenados en memoria.

## Balance de Enlace

Tras seleccionar el botón de **Balance de Enlace**, se despliega una ventana interna como la de la figura D.8. Se ha de elegir el escenario que se desee representar.

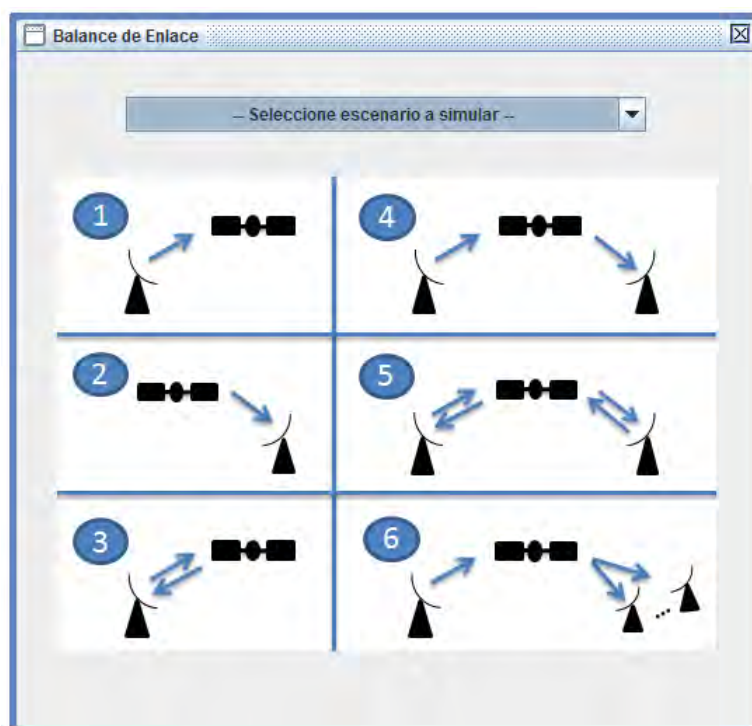


Figura D.8: Ventana interna mostrada al pulsar el botón de Balance de Enlace

En este manual se desarrollará el escenario número 1, el resto de escenarios siguen una metodología similar.

Una vez elegido el escenario se abrirá la siguiente ventana interna:

The screenshot shows a software window titled "Balance de Enlace". It is divided into two main panels. The left panel, titled "Datos del enlace", contains four buttons: "Configuración enlace", "Terminal móvil", "Satélite", and "Continuar". The right panel, titled "Configuración enlace", contains settings for the link configuration. Under the "Modulación" section, "BPSK" is selected in a dropdown menu. Under the "Canal" section, the "Régimen binario" is set to "Mbps". The "Ancho de banda" is set to "MHz" with a radio button selected. There are also checkboxes for "Calcular ancho de banda:", "Tasa de codificación:", and "Eficiencia modulación:", each followed by an input field.

Figura D.9: Ventana interna mostrada tras seleccionar el escenario 1

Como se puede observar en la figura D.9, la ventana se divide en dos partes. La parte izquierda muestra información relativa al punto de introducción de datos en el que nos encontramos, mientras que la parte derecha se utiliza para introducir los datos.

En este caso, nos encontramos en el punto de introducción de datos relativos a la **Configuración enlace**. En este punto, debemos seleccionar la modulación utilizada, así como introducir el régimen binario. Además, podremos elegir entre introducir el valor del ancho de banda del canal o de introducir los datos pertinentes para poder realizar su cálculo.

Una vez introducidos todos los datos se pulsará sobre el botón **Continuar**. Si los datos son correctos se actualizará la ventana interna, como se muestra en la figura D.10.

The screenshot shows the same "Balance de Enlace" window, but the right panel is now titled "Localización". It contains two input fields: "Latitud (° N)" and "Longitud (° W)". The left panel remains the same, with the "Continuar" button at the bottom.

Figura D.10: Ventana interna de localización del escenario 1

Como podemos ver en la figura D.10, la región izquierda se ha actualizado, encontrándonos actualmente en el punto de introducción de datos del **Terminal móvil 1**. A la derecha observamos que debemos introducir los datos de la posición del satélite, es decir, la latitud en grados norte y la longitud en grados oeste.



Tras pulsar el botón **Continuar** y si los datos introducidos son correctos, la ventana interna se actualiza (figura D.11).

Figura D.11: Ventana interna de los equipos de transmisión del terminal móvil del escenario 1

En el punto que nos encontramos, debemos introducir los valores de potencia de los equipos transmisores del terminal móvil, así como el valor de la frecuencia del enlace. Una vez introducidos estos datos, pulsaremos el botón **Continuar**.

La ventana interna mostrada ahora (figura D.12) es la referente a la figura de ruido del satélite. En este punto se puede elegir entre introducir el valor de la figura de ruido o realizar su cálculo.

Si queremos introducir un valor para la figura de ruido, simplemente tendremos que rellenar el campo de  $G/T$  y posteriormente pulsar el botón **Introducir datos**. Sin embargo, si seleccionamos la casilla de calcular  $G/T$ , debemos pinchar sobre el botón **Continuar**.

Figura D.12: Ventana interna de la figura de ruido del satélite del escenario 1

A continuación detallaremos los pasos que se siguen si la opción seleccionada es la de calcular  $G/T$ . No obstante, si hubiéramos elegido introducir un valor para la  $G/T$ , al pinchar sobre **Introducir datos**, la ventana interna se cerraría y se nos daría la oportunidad de introducir pérdidas adicionales. Si no se desea introducir pérdidas adicionales, ya

se dispondría de todos los parámetros del balance de enlace. Sobre las pérdidas adicionales hablaremos más adelante.

Figura D.13: Panel 1/3 de la figura de mérito del satélite del escenario 1

En la ventana interna mostrada en la figura D.13, se debe introducir la temperatura de la antena, así como su ganancia. Posteriormente pulsaremos sobre el botón **Continuar**.

La ventana se actualiza (figura D.14) y nos permite elegir entre representar un línea de transmisión ideal o de introducir los valores de temperatura y pérdidas de la línea.

Figura D.14: Panel 2/3 de la figura de mérito del satélite del escenario 1

Tras seleccionar el botón **Continuar**, se desplegará el ultimo panel de la introducción de datos de la figura de mérito del satélite.

Como se puede ver en la figura D.15, se deberán introducir los parámetros relativos a la temperatura de ruido o a la figura de ruido del sistema receptor.

Ahora, cuando pulsemos el botón **Introducir datos**, como habíamos comentando anteriormente, se genera un panel informativo (figura D.16), para que elijamos si queremos introducir pérdidas adicionales.

Si no se desea introducir dichas pérdidas, seleccionaremos la opción de no. De manera que ya contamos con los datos necesarios para realizar la representación, tan solo nos faltaría iniciarla.

Figura D.15: Panel 3/3 de la figura de mérito del satélite del escenario 1

Figura D.16: Ventana informativa para elegir si introducir las pérdidas adicionales

Por el contrario, si deseamos introducir las pérdidas adicionales, deberemos seleccionar si. Entonces, en la pantalla se mostrará la figura D.17.

Figura D.17: Ventana de las pérdidas adicionales

### Pérdidas Adicionales

Pulsando sobre los botones mostrados en la figura D.17, se generan a la derecha los paneles para introducir los datos de las pérdidas. Una vez que se hayan introducido las pérdidas, se deberán seleccionar utilizando los checkbox. Posteriormente pulsaremos en el botón de introducir pérdidas y se cerrará la ventana interna. En este momento se disponen de los datos del balance de enlace, junto con las pérdidas adicionales.

### Información

El botón **Información**, únicamente mostrará algunos datos generales sobre la herramienta (figura D.18).

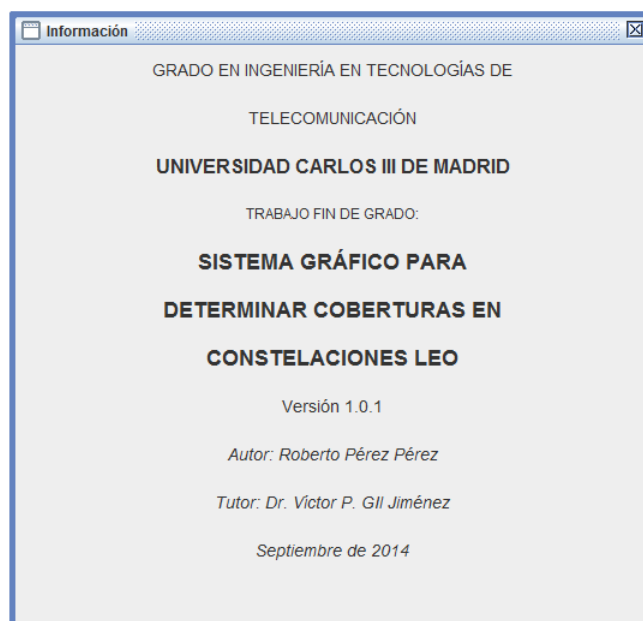


Figura D.18: Ventana interna de información

### Barra de Menú

La *Barra de menú* está formada por tres menús: **Archivo**, **Ayuda** y **Simular** (figura D.19).

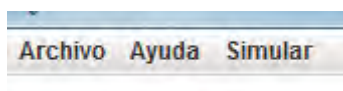


Figura D.19: Barra de menú

#### ■ Archivo

Desde este menú se pueden realizar las siguientes tareas:

- **Abrir**, abrir ficheros guardados de sesiones anteriores.
- **Guardar**, guardar sesiones en las que se hayan introducido los datos de la mecánica orbital y del balance de enlace. Si no se introducen los datos de estos dos botones, la herramienta no permitirá guardar la sesión.



Figura D.20: Menú Archivo

- **Salir**, para cerrar el programa.

#### ■ Ayuda

Desde este menú se permitirá abrir el presente manual, para que sirva de guía al usuario.



Figura D.21: Menú Ayuda

#### ■ Simular

Dicho menú permite seleccionar la velocidad de representación. Esta aparece indicada de la forma siguiente,  $\times n$ , donde  $n$  son los segundos a los cuales deseamos que avance el tiempo de representación.

Además, también podremos iniciar la representación pulsando sobre simular. Para que sea posible la ejecución de la representación, es necesario que se haya abierto un fichero de una sesión anterior o que se hayan introducido en la sesión actual los datos de la mecánica orbital y de los balances de enlace.

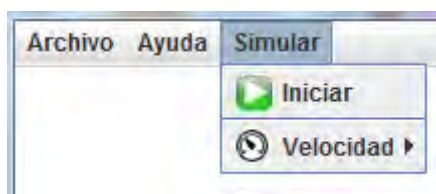


Figura D.22: Menú Simular

## Representación

Tras iniciar la representación al haber pulsado sobre iniciar, se despliega una ventana sobre la ventana principal del área de trabajo. Será en dicha ventana donde se podrá interaccionar con la herramienta, así como visualizar la posición de los satélites, las estaciones terrenas y la calidad de los enlaces.

En la figura D.23, se muestra un pantallazo de la ventana de representación.

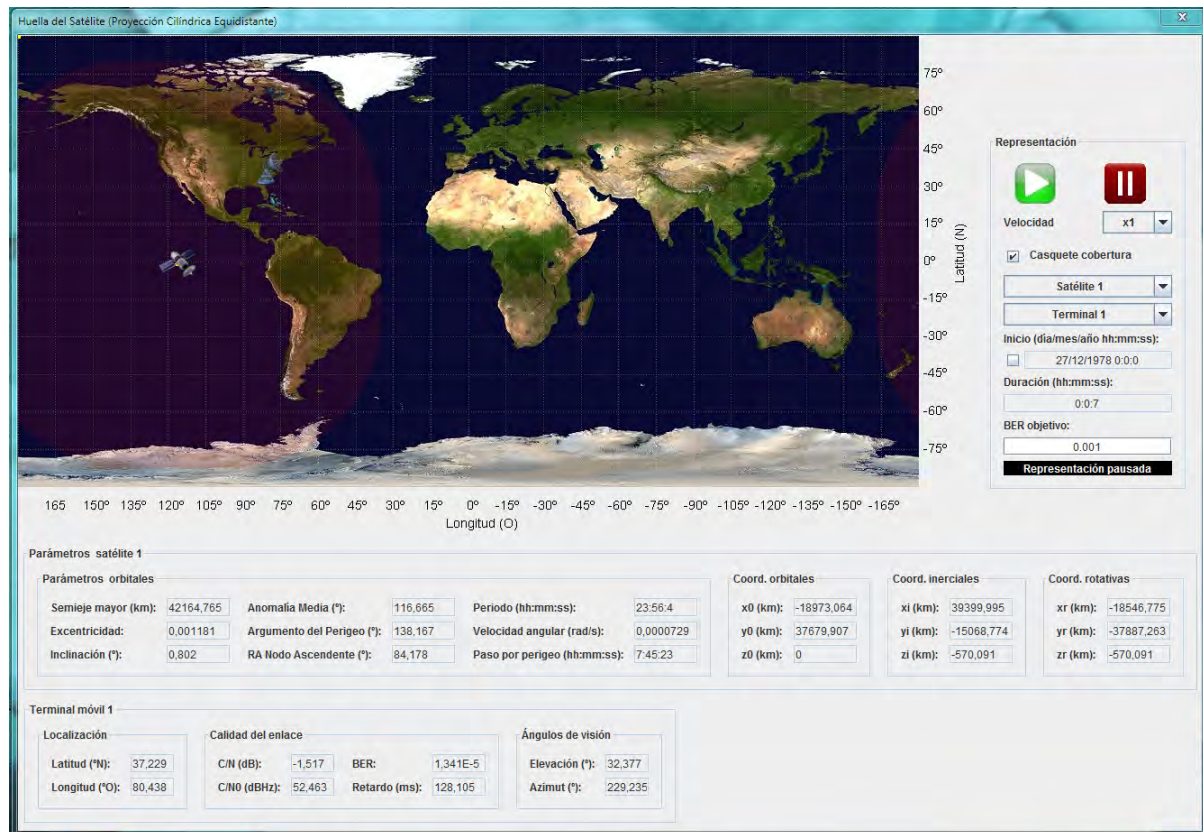


Figura D.23: Pantallazo de la ventana de representación

Esta ventana se encuentra dividida en cuatro partes:

- **Mapa:** Parte sobre la que se representan los satélites y las estaciones terrenas, además se muestra el casquete de cobertura del satélite. Si se realizan dos clic con el botón derecho del ratón, la estación terrena seleccionada se desplaza a ese punto.
- **Parámetros satélite n:** Esta panel se encarga de representar los parámetros del satélite seleccionado.
- **Terminal móvil n:** Muestra la calidad del enlace establecido, además, desde este panel es posible visualizar el valor de los ángulos de visión.
- **Representación:** Dicho panel es utilizado para parar o reanudar la representación utilizando los botones de las figuras D.24 y D.25.

También se puede activar y desactivar la representación del casquete de cobertura, utilizando para ello la casilla de casquete de cobertura (figuras D.24 y D.25).

Para seleccionar el satélite o la estación terrena deseada, únicamente tendremos que pinchar sobre estos objetos en el mapa o seleccionarlos en las listas desplegadas del panel de representación (figuras D.24 y D.25).

Si la representación es pausada, será posible editar la fecha de los parámetros orbitales, para ello deberemos seleccionar la casilla que se muestra delante de esa fecha y posteriormente introducir una fecha con el siguiente formato dd/MM/aa hh:mm:ss,

si no se introduce así el programa lanzará un error avisando al usuario (figura D.25).

Por último, aparece la casilla de la *BER* objetivo, dicha *BER* podrá ser editada cuando la representación se encuentre pausada (figura D.25).

En tiempo de ejecución, en la parte inferior del panel de representación, aparecerá una etiqueta que indicará al usuario la calidad de la comunicación, siendo el código de dichos valores el siguiente:

- **Comunicación establecida**, el satélite seleccionado tiene una elevación superior a  $7^\circ$  y una  $BER \leq BER$  objetivo.
- **Comunicación deficiente**, el satélite seleccionado tiene una elevación entre  $0^\circ$  y  $7^\circ$  y una  $BER \leq BER$  objetivo.
- **Comunicación errónea**, el satélite seleccionado tiene una elevación superior a  $7^\circ$  y una  $BER > BER$  objetivo.
- **Comunicación no establecida**, el satélite seleccionado tiene una elevación inferior a  $0^\circ$ .



Figura D.24: Pantallazo del panel representación en tiempo de ejecución, sin pausar



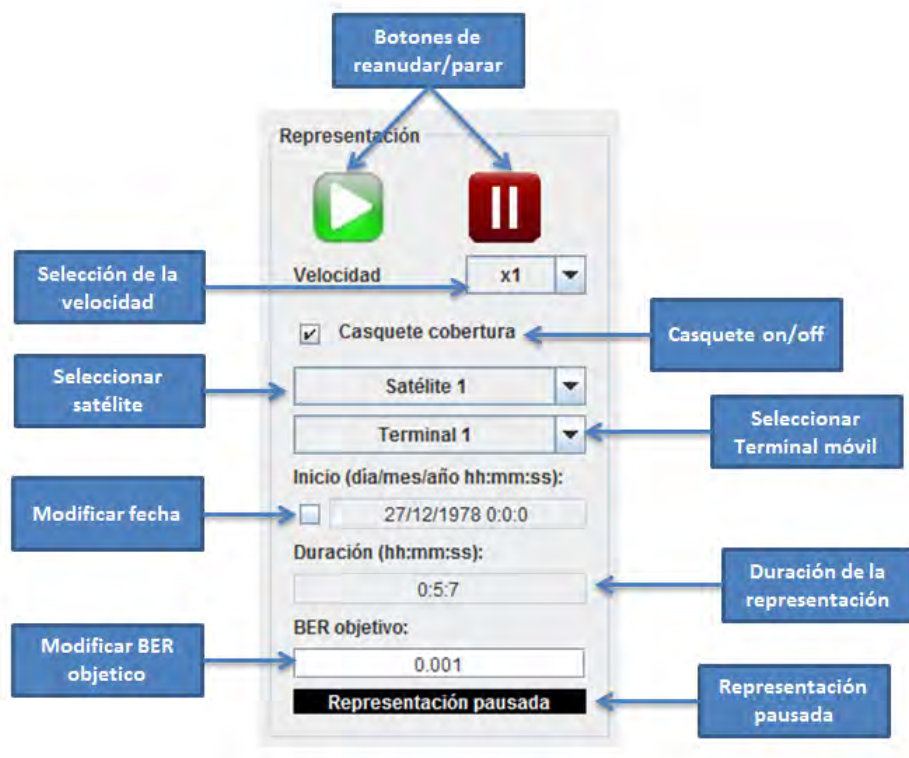


Figura D.25: Pantallazo del panel representación en tiempo de ejecución, pausado



# Apéndice E

## Summary

### Introduction

#### Introduction

Human being has always wanted to communicate from distance quickly, in order to get news from each other.

At the very beginning visual and acoustic signs were used.

Telecommunication is the way to communicate in the distance from far places. Communication is transferring information between a costumer and a source.

We can find telecommunication as an organized system at the beginning of the 19th century.

*Claude Choppe* started communications with the optical telegraph.

Electrical telegraph appeared in de middle of the 19th century.

*Antonio Meucci* was the inventor of the telephone, but many people think that Graham Bells was.

In 1901, *Marconi* used radio waves to transmit from far distances. In 1947 the Bell Laboratories discovered the transistor and the integrated circuits. They were the micro-electronic parents.

In the Second World War it developed the radar, it generated microwaves, but it needed submarine coaxial wires for international communications.

In 1957 the *Sputnik* went launched into the space by Russian as a GEO satellite (Geostationary Earth Orbit).

A communication satellite is a device launched from the Earth and which turns around it. Currently they are very important, because instead of being a signal repeater, they can be global position systems, information processors and communications facilities.

There are different kinds of satellites, for example:

- The GEO satellites have a circular orbit and they go to 36 000 km high over the Earth and in the equatorial plane. We can give coverage to nearly all the Earth zones, with three of them, except the poles.
- However, LEO satellites orbit under 5 000 km, most of them between 5 000 km and 1 600 km. They have the advantage of minimizing propagation delay which is very interesting for some services, especially for the voice one. An advantage of LEO satellites is that in comparison to GEO ones, their terminals are smaller.

This kind of satellites should be considered as complementary of traditional systems, for instance, submarine wires plus a satellite, or satellites instead of traditional infrastructure, in case that was very expensive.

## History of Communications Satellites

History of communications satellites is relatively new; it is about 50 years old.

Everything started when *Hermann Noordung* published “*The Problem of Space Flight*” the process to explore space, besides the description of the concept of geostationary orbit.

However, the first reference about satellites, as we know them now, took place in October 1945 when the Science Fiction British writer *Arthur C. Clarke* published the article “*Extraterrestrial Relays*” for the magazine *Wireless World*. The possible use of the geostationary orbit for communications is described in that article. Most areas in the Earth could be supplied with only three Relay Stations, positioned 120 degrees distance among them.

In October 1957 *Sputnik I* was launched into a low height orbit by URSS. In November of that year *Sputnik II* was launched with little dog *Laika* on board.

As USSR succeeded with those satellites, USA create NASA in 1958 (National Aeronautics and Space Administration), and also *Explorer* and *Score* satellites were launched. *Score* can be considered as the first satellite of communications for recorded information. It was used to transmit President *Eisenhower* Christmas message.

Between 1960 and 1964, USA launched *Echo I* y *Echo II*, these were passive satellites (AT&T). They did not have batteries, they worked with solar panels.

From 1962 to 1963 USA set the satellites *Telstar I* and *Telstar II*, which employed transponders of AT&T. Their mission was, to make television transmissions in real time between USA and Europe.

Then from 1963 to 1964, USA launched the three first geostationary satellites, *Syncom I, II and III*. The third one retransmitted the Olympic Games of Tokyo in August of 1964.

In 1964 appeared de International Telecommunications Satellite Consortium (INTELSAT), it is compounded by eleven countries. Nowadays, there are 109 countries in it.

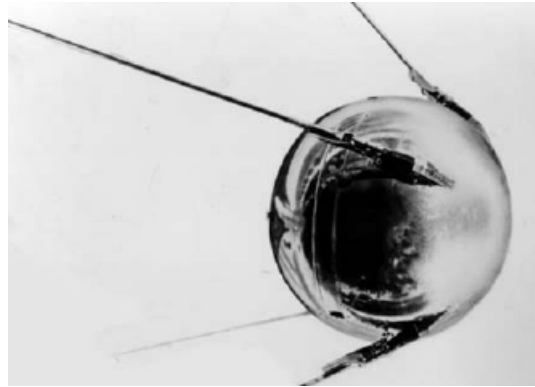


Figura E.1: Sputnik I

In April of 1965 INTELSAT launched the *INTELSAT I*, which was known as “*Early Bird*”. It was for four years in the space and the Apollo XI was helped by it. That same year, four satellites were sent by the USSR, the Molniya system, this was the first domestic satellite network with elliptic orbits, thus they gave coverage to the Poles, and everyone had coverage for six hours.

The European Space Agency (ESA) was created in May of 1975. Currently is formed by 20 countries. Its main mission was to make the European Spatial Program.

In 1982 ESA began with the program European Telecommunications Satellite Organization (EUTELSAT). EUTELSAT is an international organization created in 1977. Its communications are mobiles and also fixed through the European continent. Spain was one of the countries among its 17 first states. At present, 34 geostationary satellites work on the 2/3 parts of the world.

International Maritime Satellite Organization (INMARSAT) was created in 1979, to improve the maritime telecommunications. Currently it has got 11 satellites.

In July of 1989 was created HISPASAT, which is formed by Spanish Enterprises. It covers the communications between America and Spain. But the *Hispasat 1A* was not launched until 1992. It is positioned in the Spanish orbit 30 degrees west.

These days, constellations LEO, like *IRIDIUM* or *GLOBALSTAR*, Medium Altitude Earth Orbit (MEO) and Intermediate Circular Orbit (ICO) are the main tendencies. There are other ones, for investigation, meteorology (*METEOSAT*), radio determination (*GPS*, *GALILEO*), military, etc.

As a relevant fact, the Voyager I spacecraft was launched in 1977, and on 12th of September in 2013 it leaved the Solar System, thus this ship has been the first one that has reached this achievement.

## Motivation

The first idea of this tool has been to be able to calculate the coverage and the parameters of quality LEO networks or of other satellites.

It is very interesting can develop a tool, for telecommunications degrees students.

Deepening in spatial communications also and having the possibility to amplify my knowledge about propagation and signal theory, which I am very interested in.

## Objetives

The develop of a graphics scene, where it could estimate the coverage in LEO satellites constellations, which disappear every certain time over the horizon, for that, it will generate the antenna information and thus the antenna will be able to follow the satellites and it will know the angles of elevation and azimuth.

This tool could server for GEO, MEO, HEO, etc. and for mobile systems too.

It has been used the language of programming JAVA.

## Regulatory Framework

In according to the internationals laws, every country controls the use of the frequency spectrum inside of their borders. In Spain, the organization which regulate it is “*Cuadro Nacional de Atribuciones de Frecuencias (CNAF)*”.

International Telecommunication Union (ITU) is compounded by different countries, the world is shared in three regions, according to the Radio Communication Statute of the ITU, in this statute, the frequency bands are settled and other aspects.

The ITU is shared in ITU-R, ITU-U and ITU-D.

- ITU-R: It is the radio communications sector, which is charged of the radio electrical frequencies spectrum and the orbits of satellites.
- ITU-U: This area is charged of the telecommunications normalization, fundamental in Information and Communications Technology (ICT) networks.
- ITU-D: The telecommunications are developed by it. Programs are promoted to get investors in emergent countries.

The ITU has developed some plans about orbital positions and frequencies, to rule the radio communication services more defendant: the fixed service by satellite and the broadcasting service by satellite are two of them.

The radio electrical spectrum is shared in 9 frequency bands (table E.1). The different radio electrical services are attributed by ITU in the world Administrative Radio Conference (WARC).

The next services must be ruled according to the radio communication laws.

- Fixed Satellite Service (FSS).
- Mobile Satellite System (MSS).
- Broadcasting Satellite System (BSS).

Band number	Symbols	Frequency range	Corresponding metric Subdivision	Metric abbreviations for the bands
4	VLF	3 to 20 kHz	Myriametric waves	B.Mam
5	LF	30 to 300 kHz	Kilometric waves	B.km
6	MF	300 to 3 000 kHz	Hectometric waves	B.hm
7	HF	3 to 30 MHz	Decametric waves	B.dam
8	VHF	30 to 300 MHz	Metric waves	B.m
9	UHF	300 to 3 000 MHz	Decimetric waves	B.dm
10	SHF	3 to 30 GHz	Centimetric waves	B.cm
11	EHF	30 to 300 GHz	Millimetric waves	B.mm
12		300 to 3 000 GHz	Decimillimetric waves	B.dmm

Tabla E.1: ITU frequency bands

- Earth Exploration Satellite Service (EES).
- Spatial Research System (SRS).
- Spatial Operations System (SOS).
- Radio-determination Satellite Service (RSS).
- Inter-Satellites Service (ISS).
- Amateur Satellite Service (ASS).

Thanks to the regulation, it is able that any new communications satellite system GEO or non GEO, will not induce any damage or interference in the communication equipment, which are already working.

The frequency bands are assigned to the different telecommunications services, showed before and according to these ranges, they could be used simultaneously.

The user has to solicit an allowance of the frequency and the authorization to operate in some specific conditions.

Service	uplink (GHz)	downlink (GHz)	Band
FSS	6	4	C
	8	7	X
	14	12-11	Ku
	30	20	Ka
	50	40	V
MSS	1.6	1.5	L
	2.6	2.5	S
	30	20	Ka
BSS	2.6	2.5	S
	18	12	Ku
	25	22	Ka

Tabla E.2: Frequency allocation

## Social Economical Environment

Owing to the current crisis in EU (European Union), Europe governments have had to make a great effort in order to get a competitive economy to create more employment. For that reason Horizon 2020 Strategy has been suggested.

### Horizon 2020

Program Horizon 2020 is the strategy of increasing that EU will follow in the decade from 2010 to 2020 trying to solve the crisis avoiding past mistakes.

The main five aims of Horizon 2020 are:

- Employment: 75 % population, from 20 to 64 years old, should have an employment.
- R&D: 3 % of Gross Domestic Product (GDP) of EU will be research and development.
- Climate change and energetic support: reduce 20 % (or 30 % in special conditions) rates of gases emissions of 1990, increase 20 % renewable energies, and also 20 % energy efficiency.
- Education: Less than 10 % can give up school and at least 40 % of people who are from 30 to 34 should finish studies in level third.
- The fight against poverty and social exclusion: Reduce 20 million people in this situation at least.

### European Financial Framework

The budget for six years, 2014 to 2020 is about 959 988 Million Euros.

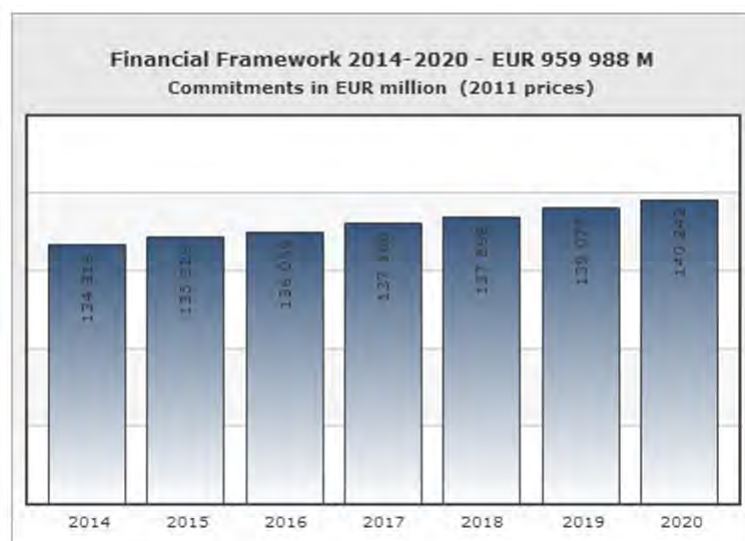


Figura E.2: Financial Framework

The EU wants to keep up strong investments in R&D to be able to go out of the crisis and to produce richness.

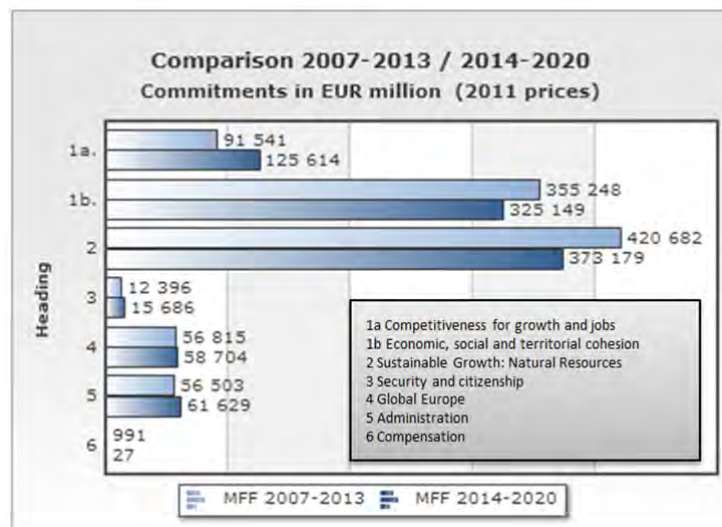


Figura E.3: European commitments

The strategy of Horizon 2020 leads the Commission to work on an effective spatial policy, running the *GALILEO* and *GMES-COPERNICUS* programs.

## Art State

It is necessary to know the satellites position with accuracy, to guarantee their right work.

The parameters satellites calculations are very complex. This memory is based in communication satellites, thus it will treat the specific software and the link balances.

Currently there are different simulators, which execute these calculates.

## STK

Satellite Tool Kit (STK): For spatial missions, the visualization of the satellites is in 2D y 3D. It can use GEO, LEO, MEO, HEO, etc.



Figura E.4: STK application

## OREKIT

It is a library with orbits, dates, positions, etc, and different algorithms for conversions, propagations, etc.

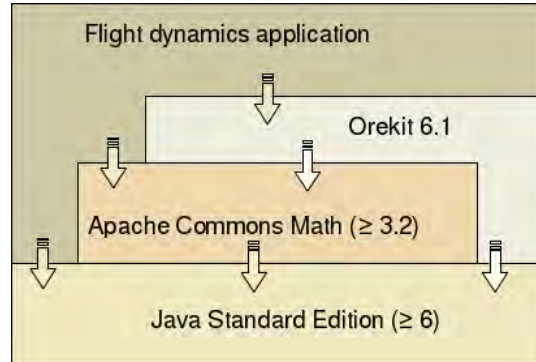


Figura E.5: OREKIT libraries

## GMAT

General Mission Analysis (GMAT) is a tool for spatial trajectories simulation and analysis by NASA.

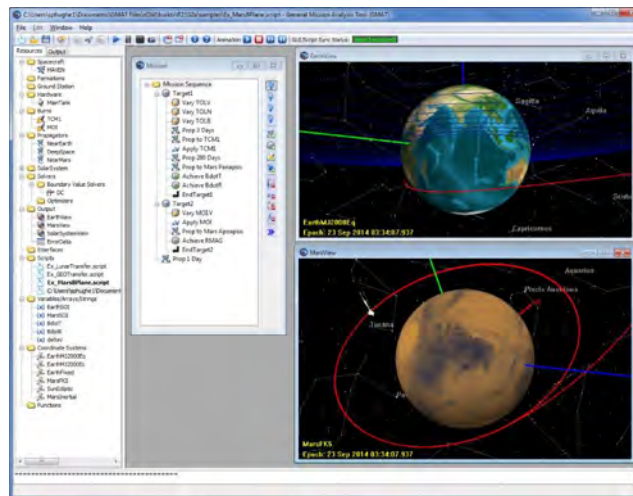


Figura E.6: GMAT application

## Our Tool

Why is necessary?

- STK, Its license is very expensive, although there is a student application, this has not got all its functions.
- OREKIT has to program every different elements of its library.
- GMAT is a very powerful tool, but includes the orbital mechanics only.



Thus, our tool is necessary because it is very interesting to develop an own application, to zero cost. This application must allow representing different communication satellite scenes and of course, in the future it could be improved by other students.

## Orbital Aspects of Satellite Communications

### Kepler Laws

His three laws describe the planets movements.

First law of Kepler: The planets describe elliptical orbits; the sun is in one of its focus.

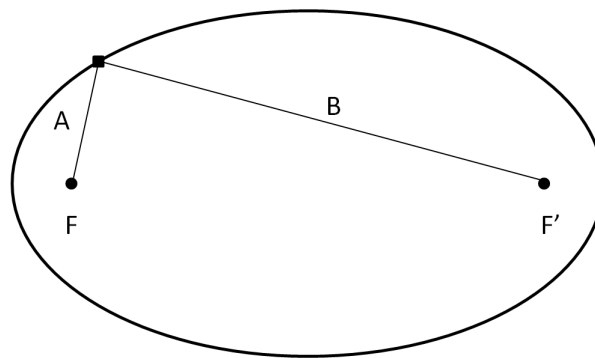


Figura E.7: First Kepler law

Second law of Kepler: The vector position of any planet referring to the sun, sweep equal areas of the ellipse in equal times (Areas Law).

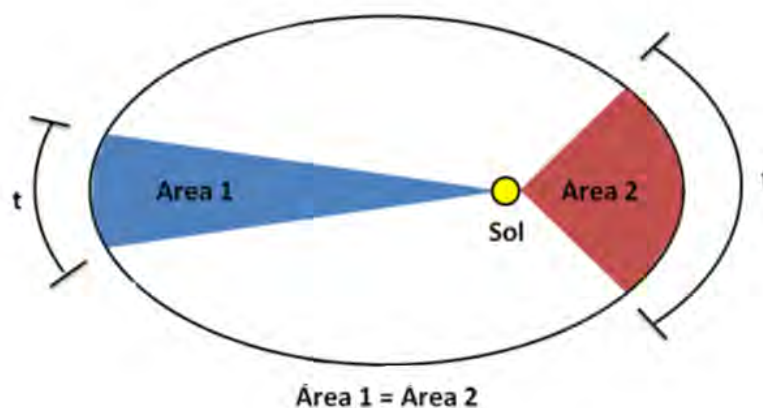


Figura E.8: Second Kepler law

Third law of Kepler: The squared of the revolution periods are proportional to the cubes of the average distances of the planets to the sun.

## Newton Laws

The Kepler work was amplified by Newton, with the universal gravitation Law and the second law of the movement.

$$F = -\frac{GMm}{r^2}\hat{r}$$

$$F = m\frac{d^2r}{dt^2}\hat{r}$$

where,

$F$ , is the attraction force.

$G$ , is the fundamental gravitation constant.

$M$ , is the sun mass, or the biggest object mass.

$m$ , is the satellite mass.

$r$ , is the distance between object centers.

$d_r^2/dt^2$ , is the corresponding acceleration.

## Orbital mechanics

The equation of the orbit, to locate the satellite is:

$$r_o = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos \phi_o} \quad (\text{E.1})$$

The angle  $\phi_o$  is the main anomaly,  $a$  is the semi major axis and  $e$  the eccentricity.

The rectangular coordinates are given by:

$$\begin{aligned} x_o &= r_o \cos \phi_o \\ y_o &= r_o \sin \phi_o \end{aligned} \quad (\text{E.2})$$

The average angular velocity is given by:

$$\eta = \frac{2\pi}{T} = \frac{\mu^{\frac{1}{2}}}{a^{\frac{3}{2}}} = \frac{1}{a} \left( \frac{\mu}{a} \right) \quad (\text{E.3})$$

The time requires for a spacecraft moving at this angular velocity to go around any circles is  $T$  s. If we enclose the orbit in its circumscribed circle or radius  $a$ , then an object going around the circumscribe circle with a constant angular velocity of  $\eta$  would complete one revolution in exactly the same period of time as the satellite requires to complete one orbital revolution.

$M$ , is called the mean anomaly.  $M$  is the arc length (in radians) that the satellite would have traversed since perigee passage if it were moving on the circumscribed circle at the mean angular velocity  $\eta$ .

$$M = \eta(t - t_p) = E - e \sin E \quad (\text{E.4})$$

$$a - r_o = ae \cos E \quad (\text{E.5})$$

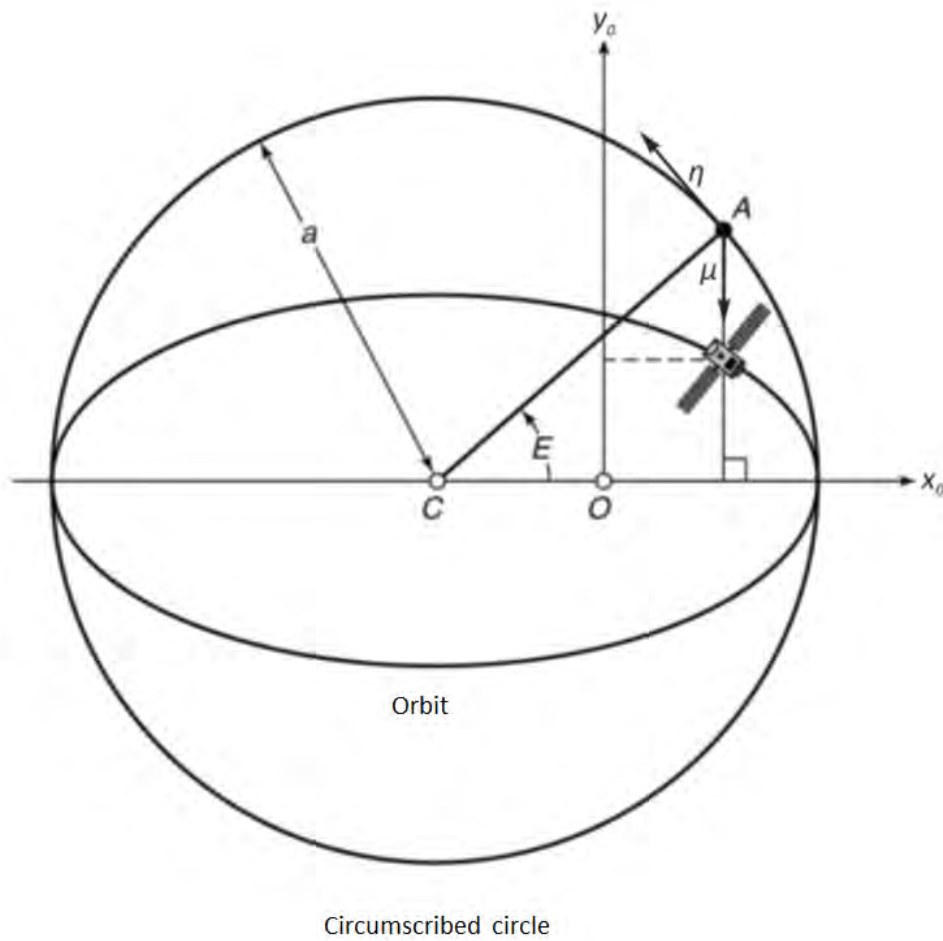


Figura E.9: Circumscribed circle

where,  $E$  is the eccentric anomaly.

Providing that we know the time of perigee,  $t_p$ , the eccentricity,  $e$ , and the length of the semimajor axis,  $a$ , we now have the necessary equations to determine coordinates  $(r_o, \phi_o)$  and  $(x_o, y_o)$  of the spacecraft in the orbital plane. Here is the process:

1. Calculate  $\eta$  by Eq. E.3
2. Calculate  $M$  by Eq. E.4
3. Solve Eq. E.4
4. Find  $r_o$  from  $E$  using Eq. E.5
5. Solve Eq. E.1 for  $\phi_o$
6. Use Eqs. E.2 to calculate  $x_o$  and  $y_o$

### Locating the Satellite with Respect to the Earth

The right ascension of the ascending node is  $\Omega$  and the inclination  $i$  is the angle between the equatorial plane and the orbital plane. Angle  $\omega$ , measured in the orbital plane, locates the perigee with respect to the equatorial plane.

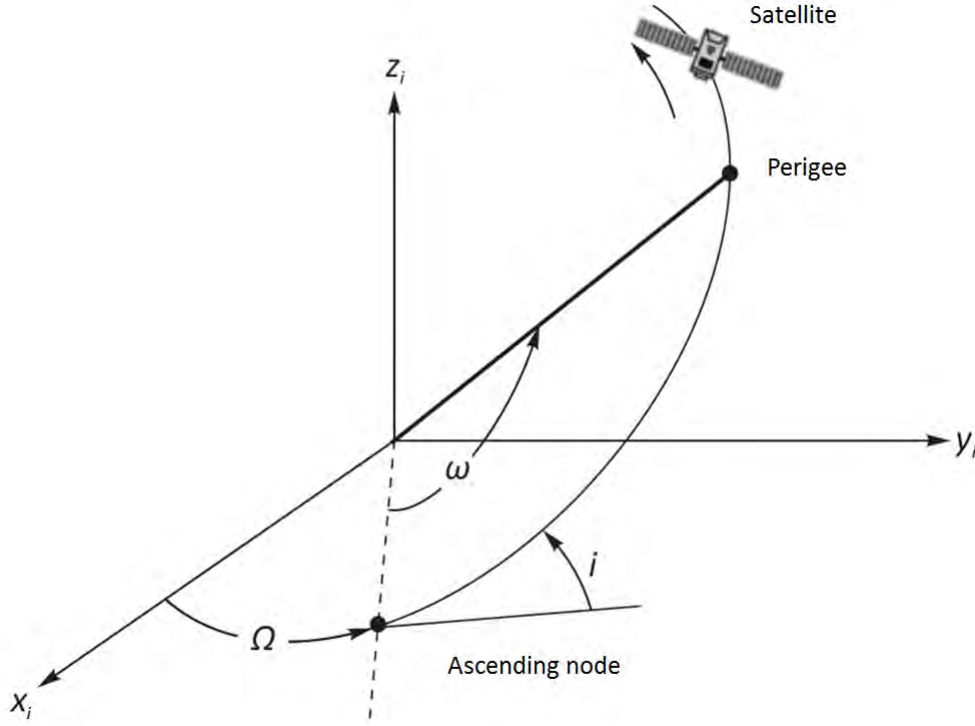


Figura E.10: Locating the orbit in the geocentric equatorial system

#### Inertial coordinates system

The satellite coordinates in the orbital plane  $(x_o, y_o, z_o)$  are related to the satellite coordinates  $(x_i, y_i, z_i)$  by a linear transformation. It is given by:

$$\begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\Omega) \cos(\omega) & -\cos(\Omega) \sin(\omega) & \sin(\Omega) \sin(i) \\ -\sin(\Omega) \cos(i) \sin(\omega) & -\sin(\Omega) \cos(i) \cos(\omega) & -\cos(\Omega) \sin(i) \\ \sin(\Omega) \cos(\omega) & -\sin(\Omega) \sin(\omega) & -\cos(\Omega) \sin(i) \\ +\cos(\Omega) \cos(i) \sin(\omega) & +\cos(\Omega) \cos(i) \cos(\omega) & \\ \sin(i) \sin(\omega) & \sin(i) \cos(\omega) & \cos(i) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_o \\ y_o \\ z_o \end{bmatrix}$$

Where the variables  $\Omega$  (right ascension) and  $i$  (inclination) together locate the orbital plane with respect to the equatorial plane. To locate the orbital coordinate system with respect to the equatorial coordinate system we need  $\omega$ , the argument of perigee.

#### Rotating system

The rotating system turns at angular velocity  $\Omega_e$  and  $T_e$  measures the elapse time since the  $x_r$  axis coincide with the  $x_i$  axis. This coincidence occurs once with every rotation of the earth, but it does not occur at the same time every day because of the earth's motion in its orbit around the sun. The coordinates of the satellite in the rotating system are related to the coordinates in the geocentric equatorial system by:

$$\begin{bmatrix} x_r \\ y_r \\ z_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\Omega_e T_e) & \sin(\Omega_e T_e) & 0 \\ -\sin(\Omega_e T_e) & \cos(\Omega_e T_e) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix}$$

We will employ the Julian days to calculate the angle  $\Omega_e$  and  $T_e$ . Julian days start at noon of the Universal Time (UT). We will use the start of Julian day 2 446 066, noon UT

on December 31, 1984, while on January 1, 1985 at 0:00 UT will be Julian date 2 446 066,5.

Returning now to the problem of finding the angle  $\Omega_e$  and  $T_e$ , the right ascension is given by

$$\alpha_{g,o} = 99,6909833 + 36000,7689T_c + 0,00038708T_c^2 \quad \text{degrees}$$

Where  $T_c$  is the elapsed time in Julian centuries between 0 h UT on Julian day JD and noon UT on January 1, 1900. It is calculated by

$$T_c = (JD - 2415020)/36525 \quad \text{Julian centuries}$$

And finally the value of  $\Omega_e T_e$ , at any time  $t$  expressed in minutes after midnight UT is given by

$$\Omega_e T_e = \alpha_{g,o} + 0,25068447 t \quad \text{degrees}$$

### Look angle Determination

The antennas need azimuth angle ( $Az$ ) and elevation angle ( $El$ ), to be oriented.  $Az$  is measured from north eastward to the projection of the satellite path onto the local horizontal plane and elevation is measured upward from local horizontal.

#### The sub Satellite Point

The sub satellite point is the place where a line drawn from the center of the earth to satellite passes through the earth's surface.

The sub satellite latitude  $L_s$  in degrees north is given by

$$L_s = 90^\circ - \cos^{-1} \left[ \frac{z_r}{(x_r^2 + y_r^2 + z_r^2)^{\frac{1}{2}}} \right]$$

The equation used for calculating the sub satellite longitude  $l_s$ , in degrees west is given by

$$l_s = \left\{ \begin{array}{ll} -\tan^{-1} \left( \frac{y_r}{x_r} \right), & y_r \geq 0 \quad y \quad x_r \geq 0 \text{ (first quadrant)} \\ 180^\circ + \tan^{-1} \left( \frac{y_r}{|x_r|} \right), & y_r \geq 0 \quad y \quad x_r \leq 0 \text{ (second quadrant)} \\ 90^\circ + \tan^{-1} \left| \frac{y_r}{x_r} \right|, & y_r \leq 0 \quad y \quad x_r \leq 0 \text{ (third quadrant)} \\ -\tan^{-1} \left( \frac{|y_r|}{x_r} \right), & y_r \leq 0 \quad y \quad x_r \geq 0 \text{ (fourth quadrant)} \end{array} \right\}$$

#### Elevation Calculation

In it  $r_s$  is the vector from the center of the earth to the satellite,  $r_e$  is the vector from the center of the earth to the earth station,  $d$  is the vector from the earth station to the satellite,  $\gamma$  is the angle measured between  $r_e$  and  $r_s$  the central angle between the earth station and the satellite and  $\psi$  is the angle measured from  $r_e$  to  $d$ .

$$\cos(\gamma) = \cos(L_e) \cos(L_s) \cos(l_s - l_e) + \sin(L_e) \sin(L_s) \quad (\text{E.6})$$

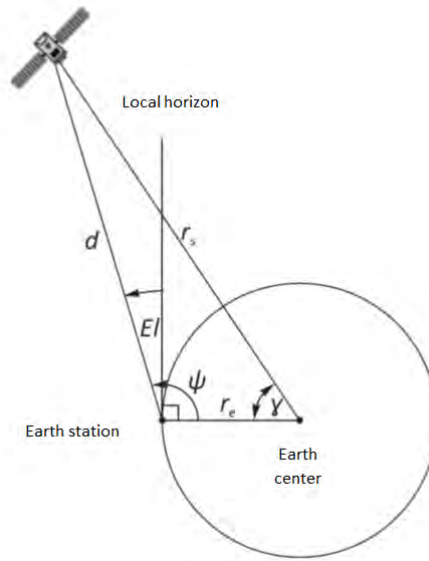


Figura E.11: Geometry of elevation angle calculation

Where,  $L_e$  is north latitude of the earth station,  $L_S$  is north latitude of the sub satellite point;  $l_e$  is west length of the earth station and  $l_S$  is the west length of the sub satellite point.

The magnitudes of the vectors joining the center of the earth, the satellite, and the earth station are related by the law of cosines. Thus

$$d = r_s \left[ 1 + \left( \frac{r_e}{r_s} \right)^2 - 2 \left( \frac{r_e}{r_s} \right) \cos(\gamma) \right]^{\frac{1}{2}}$$

$$\frac{r_s}{\sin(\psi)} = \frac{d}{\sin(\gamma)}$$

$$\cos(El) = \sin(\psi)$$

Combining the last three equations yields,

$$\cos(El) = \frac{r_s \sin(\gamma)}{d}$$

$$= \frac{\sin(\gamma)}{\left[ 1 + \left( \frac{r_e}{r_s} \right)^2 - 2 \left( \frac{r_e}{r_s} \right) \cos(\gamma) \right]^{\frac{1}{2}}}$$

### Azimuth Calculation

The azimuth can be measured from the earth station to the sub satellite point. The latitudes in degrees north are  $L_A$  and  $L_B$ ; their longitudes in degrees west are  $l_A$  and  $l_B$ . The polar angle  $C$  is given by

$$C = |l_A - l_B| \quad \text{o} \quad |360 - |l_A - l_B|| \text{ degrees}$$

Whichever makes  $C \leq 180$  degrees.

If at least one point is in the northern hemisphere,  $B$  must be chosen so that it is closer to the North Pole than  $A$ , making  $L_B > L_A$ . Then bearing  $X$  and  $Y$  may be found from

$$\tan[0,5(Y - X)] = \frac{\cot(0,5C) \sin[0,5(L_B - L_A)]}{\cos[0,5(L_B + L_A)]}$$

$$\tan[0,5(Y + X)] = \frac{\cot(0,5C) \cos[0,5(L_B - L_A)]}{\sin[0,5(L_B + L_A)]}$$

$$X = 0,5(Y + X) - 0,5(Y - X)$$

$$Y = 0,5(Y + X) + 0,5(Y - X)$$

If both points are in the southern hemisphere, then point  $B$  must be closer to the South Pole making  $L_B < L_A$  but  $|L_B| > |L_A|$ . Then

$$\tan[0,5(Y - X)] = \frac{\cot(0,5C) \sin[0,5(|L_B| - |L_A|)]}{\cos[0,5(|L_B| + |L_A|)]}$$

$$\tan[0,5(Y + X)] = \frac{\cot(0,5C) \cos[0,5(|L_B| - |L_A|)]}{\sin[0,5(|L_B| + |L_A|)]}$$

Formulas for Calculating Azimut , next table

At least one point in the Northern Hemisphere			
Subsatellite point	Earth Station	Relation	Azimuth in Degrees
$A$	$B$	$A$ west of $B$	$360 - Y$
$B$	$A$	$A$ west of $B$	$X$
$A$	$B$	$B$ west of $A$	$Y$
$B$	$A$	$B$ west of $A$	$360 - X$
Both Points in the Southern Hemisphere			
Subsatellite point	Earth Station	Relation	Azimuth in Degrees
$A$	$B$	$A$ west of $B$	$180 + Y$
$B$	$A$	$A$ west of $B$	$180 - X$
$A$	$B$	$B$ west of $A$	$180 - Y$
$B$	$A$	$B$ west of $A$	$180 + X$

### Visibility

For a satellite to be visible from an earth station its elevation angle  $E_l$  must be above some minimum value, which is at least 0 degrees, this means that the maximum central angle is limited by

$$\gamma \leq \cos^{-1} \left( \frac{r_e}{r_s} \right)$$

### Coverage Angle

The coverage angle projected by the satellite over the earth, it is given by the next formula

$$\alpha = \sin^{-1} \left[ \left( \frac{r_e}{r_s} \right) \cos El \right] (\circ)$$

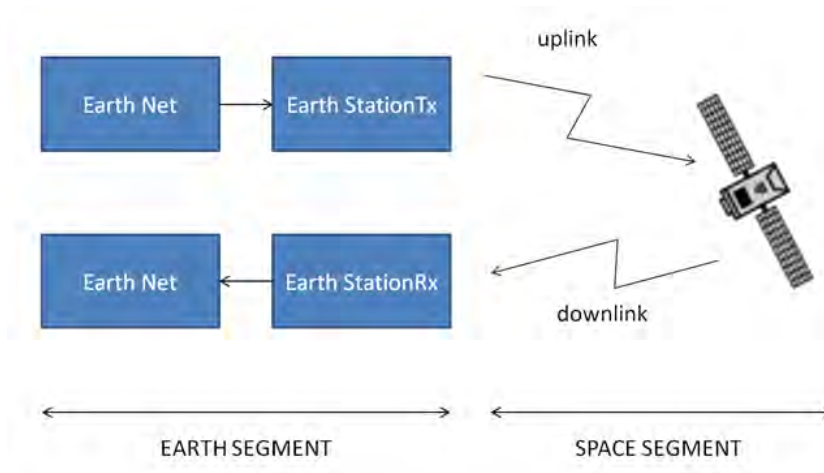
Where,  $El$  must be equal to 5 degrees.

Finally,  $\gamma$ , is calculated in the next way

$$\alpha = \sin^{-1} \left[ \left( \frac{r_e}{r_s} \right) \cos 5^\circ \right] (\circ)$$

## Radio-communication Satellite System

### Structure of a Satellite Communications System



**Transmission Earth Station:** It takes the Baseband signal and modulates an Intermediate Frequency (IF) carrier. Next an up converter bumps the carrier into the gigahertz range (FR), so it is amplified and transmitted.

**Uplink and Downlink:** Propagation occurs in free space conditions, so attenuation is affected by the frequency, distance, atmosphere and rain.

**Satellite:** It is a repeater station that first amplifies the signal, then changes the frequency range and finally re-transmits it.

It consists of different blocks:

- Reception: This block consists of an antenna, a filter and a Low Noise Level Amplifier.
- Transponder: It is a frequency converter that in addition amplifies the signal.
- Switch: This section does the signal routing and transponder selection.
- Transmission: This block consists of an amplifier, a filter and an antenna.



**Reception Earth Station:** Consists of a superheterodyne receiver, a highly directive antenna and a low noise amplifier. It amplifies the signal, next downs the frequency carrier to an IF, demodulates, multiplexes and routes the signal.

**Space segment:** It is a satellite (we talk about constellations in the MEO and LEO cases).

- **Payload:** The payload is the reason for the satellite being there, is the part of the satellite that receives, amplifies and re-transmits the signals that carries the useful information.
- **Platform:** Consists of the rest of the items beyond that which is used to keep the satellite physically in the right position and generate power for everything, including the payload.

## Design Considerations

### Orbit

It is a fundamental item for a satellite system design. They are ruled by the Kepler's laws, that are a consequence of the

#### Non GEO:

- **MEO:** This system is midway between GEO and LEO systems, with orbits that are at a height between 3 000 and 11 000 km and satellite constellations that number around 8-12 satellites.

Unlike GEO satellites their relative locations from earth are not constant.

- **LEO:** They are satellites whose orbits are generally circular and whose orbital planes are deviated a number of degrees (from  $50^\circ$  to  $90^\circ$  or more) from the Equatorial Plane. Its height is low, between 200 and 3 000 km. Its period vary from 90 minutes to 2 hours. One of these satellites would remain about 15 minutes over a given point at the earth's surface.
- **HEO:** It is a very inclined elliptical orbit. Molniya orbit is an example of that. The inclination of the Molniya satellite series was  $65^\circ$ . The perigee of this elliptical orbit is 1000 km and its apogee is 40 000 km.

### Coverage

- **Geometric coverage**

It is the part of the earth's surface that can be seen from the satellite, it can be describe by a cone whose vertex is on the satellite and is tangent to the Earth.

There are different kinds of geometric coverage: global coverage, reduced coverage, coverage by separated multiple beams, contiguous multiple beams, lattice coverage.

- Radio electric coverage

It is smaller than the Geometric one, due to the antenna needs a minimum elevation angle of  $5^\circ$ . Radio electric coverage is limited by the whole distance of the vane, radio electric noise and the volume of crossed atmosphere.

### Multiple access

One the main handicaps when designing a communication system is dealing with a high number of users trying to accessed to the system and the limited number of channels available in the system to attend this demand.

There are different techniques of multiple access:

FDMA: FDMA gives users an individual allocation of one or several frequency bands, or channels, at the same time.

TDMA: It allows several users to share the same frequency channel by dividing the signal into different time slots. This allows multiple stations to share the whole transponder while using only a part of its channel capacity

CDMA: CDMA employs spread-spectrum technology and a special coding scheme (where each transmitter is assigned a code).

### Frequency bands

Two bands are commonly used in satellite communications, the C band (6/4 GHz) and the Ku band (14/11 GHz). Choosing one or another depends on different requirements. For instance: longer wave lengths can run longer distances and cross obstacles, while short wave lengths (higher frequencies) has a more difficult propagation.

However the highest bands as Ku and Ka (40/27 GHz) allow quicker bit rates, but the need more transmission power.

### Band Width

Witdth Band is the length, in Hz, of the frequency range in which the main part of the signal power is concentrated.

Several techniques can be used to increase the capacity of a satellite communication system:

- Frequency diversity
- Space diversity
- Polarization diversity

## Power

There must be a compromise between distance, from the satellite to the earth station, and the power available on board.

Transmission power is limited by:

- Solar cells and batteries
- The linear zone of the amplifiers (TWTA)
- Currently has been established a limit to the maximum power flow over the Earth's surface by international regulations, a that means a limit to the satellite PIRE.

## Satellite link

### Satellite subsystem communication

Basically consists of three big modules:

- Reception set: Integrated by a set of antennas, an amplifier and a mixer.
- Amplification set: The received signal is routed through some circulators to the different transponders. Transponder's out signals are applied to the different kinds of antennas through combiner nets.
- Transmission set: Gathers the different combining elements of the signals and distributes them to the transmitting antennas.

### Basic propagation equation

We calculate the basic propagation equation as follows:

$$P_r = PIRE - L + G_r$$

Where,

$$PIRE = P_t + G_t$$

$L$ , link losses

$G_r$ , receiving antenna gain

### Free Space losses are due to wave propagation

$$L_f = 92,45 + 20 \log f(\text{GHz}) + 20 \log d(\text{km})$$

Where,

$f$ , frequency

$d$ , link distance

### Additional losses

Besides free space losses there are other kind of losses that influences satellite communication: depolarization losses, polarization losses, miss pointing, atmospheric absorption and rain fade.

### Antenna Gain

It is defined as the ratio between the radiated power density in one direction and the power density that would be radiated by an isotropic antenna with equal distance and delivered power to the antenna.

### Thermic noise

The noise as an electric perturbation establishes a limit to the performing quality of radio electric systems. There are different sources of natural and artificial noise.

The natural sources are classified as external or internal to the system. The first ones are a consequence of the radiation by natural agents: ground, sky, rain, atmospheric gases, etc. While the internal ones are in the passive circuits connecting the antenna with the receiver and in the receptor itself.

Artificial noise appears as a consequence of the industrial activity.

### Satellite telecommunication system quality

In order to work out the quality in a satellite communication, some quality criteria are established based on the ratios  $C/N$ ,  $C/N_0$  y  $E_b/N_0$ .

Link balance:

It is the power calculation that lets determine the quality of a link. It can be worked out as follows:

$$\frac{e_b}{n_0} = \frac{c}{n_0} \frac{1}{R_b}$$

where,  $R_b$  is the bit rate of the digital system.

■ Uplink:

$$\left( \frac{C}{N_0} \right)_a = PIRE_u + IB - L_{fu} + \frac{G_{ru}}{T} - 10 \log K \text{ dB}$$

■ Downlink:

$$\left( \frac{C}{N_0} \right)_d = PIRE_d + OB - L_{fd} + \frac{G_{rd}}{T} - 10 \log K \text{ dB}$$

where,

$PIRE_u$ ,  $PIRE$  uplink

$PIRE_d$ ,  $PIRE$  downlink

$IB$ , input back-off

$OB$ , output back-off

$L_{fu}$ , free space losses uplink

$L_{fd}$ , free space losses downlink

$L_a$ , additional losses

$G_{ru}/T$ , figure of merit uplink

$G_{rd}/T$ , figure of merit downlink

$K$ , Boltzmann constant

## Development of the Tool

### Language of Programming

The tool to develop will have a Graphical User Interface (GUI) in order to make easier its use. Besides this, it must calculate precisely, the position of the satellite and the links quality.

Two possible program languages, MATLAB and JAVA, have been considered.

MATLAB is a very efficient program to calculate, thus we would have used this programming language if it would had had the necessity of simulate a communication system, in which the white Gaussian noise were generated, or to develop an application that handled a robotic arm, or to represent the field radiated by an antenna.

However, our application needs simple calculations but very tedious, in a very developed graphic environment by GUI or by the satellites representation. Thanks to JAVA's API our work has been simplified.

Finally, we have chosen the language of programming in JAVA, because it saves time at graphics and its learning is very easy. These reasons compensate to have to develop some portions of code to get calculations that JAVA does not include.

### Structure of the Tool

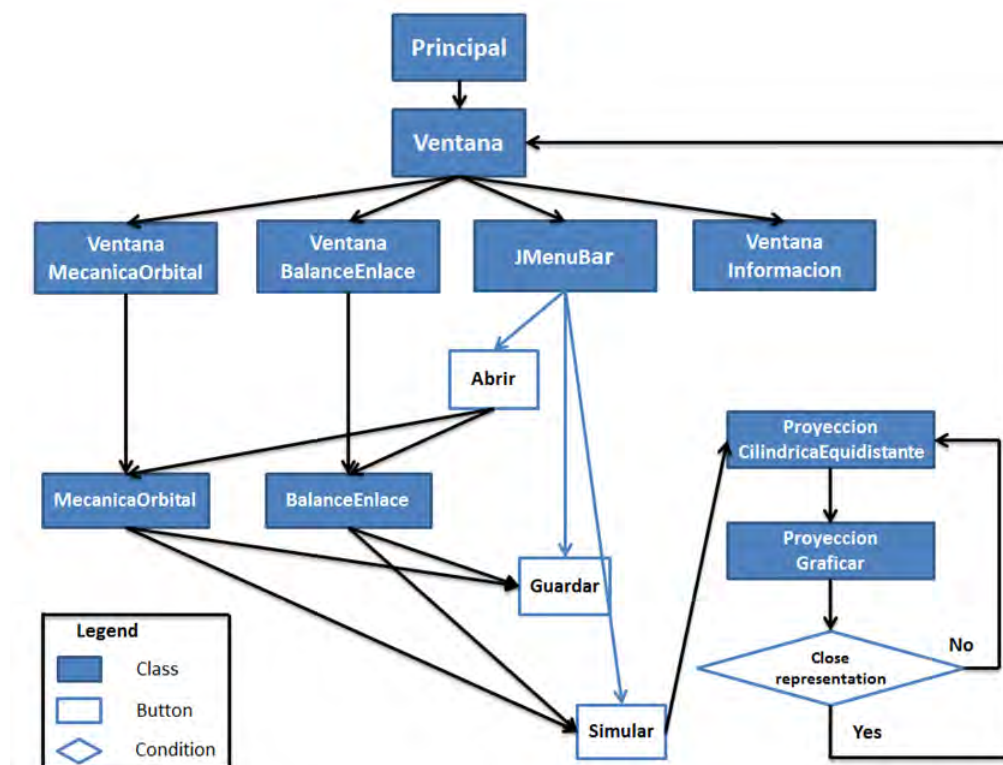


Figura E.12: General outline of the flow of execution of the tool

**Principal:** It contains the main method, which is the starter point of our program.

**Ventana:** This class extends of *JFrame*, therefore it is the main window of the programme.

**VentanaMecanicaOrbital:** It extends of *JPanel*, it generates an internal window to introduce orbital parameters.

**VentanaBalanceEnlace:** It extends *JPanel*, it generates an internal window where to introduce the link balance parameters.

**JMenuBar:** It is created a *JMenuBar's* object to generate a menu bar.

**VentanaInformacion:** This class extends of *JPanel*, it generates an internal window where some general information of the tool is shown.

**MecanicaOrbital:** It creates an object based on the orbital parameters, in order to calculate the position of the satellite according to the Earth.

**BalanceEnlace:** This class create an object from the features of the link, to determinate the quality of it.

**Abrir:** It is a *JMenuItem* that let you open a file in which there are *MecanicaOrbital* and *BalanceEnlace* objects.

**Guardar:** It is a *JMenuItem* which keeps *MecanicaOrbital* and *BalanceEnlace* objects.

**Simular:** The function of *JMenuItem* is started the representation of our tool.

**ProyeccionCilindricaEquidistante:** It extends of *JDialog*, this class generates a secondary window, independent of the main window, which is modal. The representation of the satellites will be developed in this window, as well as the impression of the link features on the screen.

**ProyeccionGrafica:** This class is charge of painting the different satellites and stations on Earth.

## Validation and Results

In this paragraph are shown a couple of numeric examples, one of them is about orbital mechanics and the other one is about link balance. Thus, it will be demonstrated the right execution of the tool.

### Orbital Mechanics

To illustrate the orbital and look angle calculations can be contrasted outcomes with some known data.

Using the following measured parameters:

Symbol	Name	Value
$a$	semimajor axis	42164,765 km
$e$	eccentricity	0,001181
$i$	inclination	0,802
$M$	mean anomaly	116,636°
$\omega$	argument of perigee	138,167°
$\Omega$	RA or ascending node	84,178°
$n$	number of satellites	1

Tabla E.3: Orbital elements

- Locating the spacecraft in its orbit , obtaining the rectangular coordinates:

$$x_o = -1,885421816 \times 10^4 \text{ km}$$

$$y_o = -3,773948960 \times 10^4 \text{ km}$$

$$z_o = 0 \text{ km}$$

- Transforming the rectangular coordinates in inertial coordinates:

$$x_i = 3,940769666 \times 10^4 \text{ km}$$

$$y_i = -1,504868178 \times 10^4 \text{ km}$$

$$z_i = -5,7005836 \times 10^2 \text{ km}$$

- Using the before coordinates result, we can calculate the rotating coordinates of the spacecraft:

$$x_r = -1,864676149 \times 10^4 \text{ km}$$

$$y_r = -3,783812210 \times 10^4 \text{ km}$$

$$z_r = -5,696033700 \times 10^2 \text{ km}$$

Now, we can compute the sub satellite point, being:

$$L_S = -0,7736^\circ \text{ N}$$

$$l_S = 116,2342^\circ \text{ W}$$

Using the latitude and the longitude of the sub satellite point and the earth station, it is possible to obtain the look angle, being

$$El = 32,28^\circ$$

$$Az = 229,39^\circ$$

Using the parameters of the table E.3 , our tool obtains:

Symbol	Our application	Numerical example	Real data
$x_o$	$-1,8953825740223172 \times 10^4$ km	$-1,885421816 \times 10^4$ km	
$y_o$	$3,7689562322104444 \times 10^4$ km	$-3,773948960 \times 10^4$ km	
$z_o$	0 km	0 km	
$x_i$	$3,9392280320939375 \times 10^4$ km	$3,93522813 \times 10^4$ km	$3,940769666 \times 10^4$ km
$y_i$	$-1,5088868579607164 \times 10^4$ km	$-1,519286524 \times 10^4$ km	$-1,504868178 \times 10^4$ km
$z_i$	$-5,700125668943344 \times 10^2$ km	$-5,696033700 \times 10^2$ km	$-5,7005836 \times 10^2$ km
$x_r$	$-1,854675841231783 \times 10^4$ km	$-1,864676149 \times 10^4$ km	
$y_r$	$-3,7887246617974786 \times 10^4$ km	$-3,783812210 \times 10^4$ km	
$z_r$	$-5,700125668943344 \times 10^2$ km	$-5,696033700 \times 10^2$ km	
$El$	$32,377^\circ$	$32,28^\circ$	
$Az$	$229,234^\circ$	$229,39^\circ$	

Tabla E.4: Comparison between the application and the numerical problem

## Link Balance

We are provided of a satellite communications system, which establishes a link between two mobiles terminals. The terminal one is positioned to 2 km from the satellite, while the second one is to 5 km from it. The communication is carried out in the next frequencies, 1.5 and 6 GHz.

The satellite transmits an EIRP of 30 dBW in the whole transponder (@10 GHz); it has got an antenna, which is 3 meters diameter, with an efficiency of 0,95 % and with a system noise temperature of 500 K. To avoid the intermodulation's noise, it is necessary an  $IB$  of 0,5 dB and an  $OB$  of 1 dB. The terminals power transmission is 10 dBW and the gain is 10 dBi and the figure of merit is  $-14$  dB/K.

The polarization of any terminal and the satellite is different. Thus, the satellite has a polarization unit vector of  $\hat{\theta}$  and the terminals have polarization unit vector of  $j\hat{\theta} + \hat{\phi}$ .

The communication's bit rate is 20 kbps, the modulation used is BPSK and the canal's bandwidth is 125 kHz.

Find the value of  $C/N_0$  and BER.



### ■ Uplink

$$\begin{aligned}\left(\frac{C}{N}\right)_a &= PIRE_a + \frac{G_{Ra}}{T_{es}} - L_{bfa} - L_a + IB - 10 \log KB = 38,42 \text{ dB} \\ \left(\frac{C}{N_0}\right)_a &= PIRE_{ter1} + \frac{G_{Ra}}{T_{es}} - L_{bfa} - L_a + IB - 10 \log K = 89,39 \text{ dBHz} \\ PIRE_a &= P_{Ta} + G_{Ta} = 10 + 10 = 20 \text{ dBW} \\ G_{Ra} &= 10 \log \left[ \eta \left( \frac{\pi D}{\lambda} \right)^2 \right] = 45,28 \text{ dBi} \\ T_{es} &= 50 + 450 = 500 \text{ K} \\ \frac{G_{Ra}}{T_{es}} &= 18,29 \text{ dB/K} \\ \lambda_a &= \frac{c}{6\text{GHz}} = 0,05 \text{ m} \\ L_{bfa} &= 92,45 + 20 \log f(\text{GHz}) + 20 \log d(\text{km}) = 174,03 \text{ dB} \\ L_a &= L_{pol} = |\hat{\theta} \cdot (j\hat{\theta} + \hat{\phi})|^2 = 3 \text{ dB}\end{aligned}$$

### ■ Downlink

$$\begin{aligned}\left(\frac{C}{N}\right)_d &= PIRE_d + \frac{G_{Rd}}{T_{et}} - L_{bfd} - L_d + OB - 10 \log KB = 0,37 \text{ dB} \\ \left(\frac{C}{N_0}\right)_d &= PIRE_d + \frac{G_{Rd}}{T_{et}} - L_{bfd} - L_d + OB - 10 \log K = 51,34 \text{ dBHz} \\ PIRE_d &= 30 - 10 \log \frac{10\text{MHz}}{125\text{kHz}} = 10,69 \text{ dBW} \\ \frac{G_{Rd}}{T_{et}} &= -14 \text{ dB/K} \\ \lambda_d &= \frac{c}{1,5\text{GHz}} = 0,2 \text{ m} \\ L_{bfd} &= 92,45 + 20 \log f(\text{GHz}) + 20 \log d(\text{km}) = 169,95 \text{ dB} \\ L_d &= L_{pol} = |\hat{\theta} \cdot (j\hat{\theta} + \hat{\phi})|^2 = 3 \text{ dB}\end{aligned}$$

### ■ Full link

$$\begin{aligned}\left(\frac{C}{N}\right)_T &= 51,33 \text{ dBHz} = 1,09 = 0,37 \text{ dB} \\ \left(\frac{C}{N_0}\right)_T &= 136,11 \times 10^3 = 51,33 \text{ dBHz} \\ \left(\frac{eb}{n_0}\right)_T &= \left(\frac{c}{n_0}\right)_T \cdot \frac{1}{R_b} = 6,8056 = 8,328 \text{ dB} \\ BER &= Q \left( \sqrt{2 \cdot \frac{eb}{n_0}} \right) = 1,10 \times 10^{-4}\end{aligned}$$

Our application gets:

■ **Enlace ascendente**

$$\begin{aligned}\left(\frac{C}{N}\right)_a &= 38,3967 \text{ dB} \\ \left(\frac{C}{N_0}\right)_a &= 89,3658 \text{ dBHz}\end{aligned}\tag{E.7}$$

■ **Enlace descendente**

$$\begin{aligned}\left(\frac{C}{N}\right)_d &= 0,3791 \text{ dB} \\ \left(\frac{C}{N_0}\right)_d &= 51,3482 \text{ dBHz}\end{aligned}\tag{E.8}$$

■ **Enlace completo**

$$\begin{aligned}\left(\frac{C}{N}\right)_T &= 0,3784 \text{ dB} \\ \left(\frac{C}{N_0}\right)_T &= 51,3475 \text{ dBHz}\end{aligned}$$

$$BER = 1,1082 \times 10^{-4}$$

	Our application	Numerical example
<b>Uplink</b>		
$(C/N)_a$	38,3967 dB	38,42 dB
$(C/N_0)_a$	89,3658 dBHz	89,39 dBHz
<b>Downlink</b>		
$(C/N)_d$	0,3791 dB	0,37 dB
$(C/N_0)_d$	51,3482 dBHz	51,34 dBHz
<b>Full link</b>		
$(C/N)_T$	0,3784 dB	0,37 dB
$(C/N_0)_T$	51,3475 dBHz	51,33 dBHz
$BER_T$	$1,1082 \times 10^{-4}$	$1,10 \times 10^{-4}$

Tabla E.5: Comparison between the application and the numerical problem

## Conclusions and Future Works

### Conclusions

In this work we have tried to develop a graphical interface that allows the calculation of quality parameters of a space communication easily. This will facilitate the telecommunication students, how to learn about satellite communications.

It has been achieved a design of a concurrent application, capable of representing a satellite constellation and the earth stations working together. In addition, it is allowed to the user, the interaction with the tool in runtime, this provides a more complete study of the represented scene, beside the application of the concepts that have been obtained in class.

Therefore, we can note the wide attainment of the objectives. It has designed a versatile program that allows representing any kind of satellite from the orbital elements, getting the quality of the communication link. These features allow students to carry out different tests, to help them to understand the satellite communications systems.

### **Future works**

In spite of all the development done, this tool has been unfinished. Therefore, it could be the starting point to another bachelor's degree.

Next we can reckon up several improvements which have not been implemented, with the object of being the first step to continue developing this tool.

- Building constellations of satellites with more than one different orbit, for example, we can use Walker method.
- Generating files with the orbital parameters, according to NORAD format, which is used by NASA, in order to make easier the distribution.
- Being able to represent a scene in which two different users are in coverage's zones served by different satellites. Being necessary to establish inter satellite links.
- Carrying out the scene's representation in 3D.
- Considering the temporary variations of the orbital parameters and the influence of the Sun or other celestial bodies on them.
- Improving the representation of the coverage, finding out a better similarity to reality.
- Can edit scenes that we have saved previously.
- Along the gestation of this project, a colleague, Javier Hernández Álvarez, has been developing, as his final work of degree, a graphic system to determine range at VSAT nets. It could be interesting to integrate those two graphic interfaces into an only application.



# Bibliografía

- [1] F. Salcedo. Evolución de la Transmisión en la Historia de las Telecomunicaciones. Technical report, COIT, 2005. [http://www.coit.es/foro/pub/ficheros/evolucion\\_de\\_la\\_transmision\\_part\\_1\\_v3\\_9c8abbc7.pdf](http://www.coit.es/foro/pub/ficheros/evolucion_de_la_transmision_part_1_v3_9c8abbc7.pdf) [Consulta: 24/03/2014].
- [2] José Manuel Huidobro. Evolución de las Tecnologías de Telecomunicaciones. Technical report, COIT, 2005. [http://www.coit.es/foro/pub/ficheros/evolucion\\_de\\_las\\_tecnologias\\_comunicacion\\_d80bbc52.pdf](http://www.coit.es/foro/pub/ficheros/evolucion_de_las_tecnologias_comunicacion_d80bbc52.pdf) [Consulta: 24/03/2014].
- [3] Olga Pérez Sanjuán. *De las Señales de Humo a la Sociedad del Conocimiento*. JdeJ Editores, 2006. [http://www.coit.es/foro/pub/ficheros/libro\\_completo\\_3c3de285.pdf](http://www.coit.es/foro/pub/ficheros/libro_completo_3c3de285.pdf) [Consulta: 24/03/2014].
- [4] A.R.F. Vidal and A.A. Rodríguez. *Una panorámica de las telecomunicaciones*. Pearson Educación, 2002.
- [5] José María Romeo López. Evolución de las Telecomunicaciones en el Mundo. Technical report, COIT. <http://www.coit.es/foro/estaticas/150/romeovalladolidtexto.pdf> [Consulta: 24/03/2014].
- [6] Abbas Jamalipour. *Low Earth Orbital Satellites for Personal Communication Networks*. Artech House, 1998.
- [7] J.M.H. Rábanos. *Transmisión por radio*. Colección E.T.S.I. de Telecomunicación. Centro de Estudios Ramón Areces, 2006.
- [8] Víctor P. Gil Jiménez. Apuntes de la Asignatura Sistemas de Telecomunicación. Grado en Ingeniería en Tecnologías de Telecomunicación. Escuela Politécnica Superior, UC3M.
- [9] Gérard Maral and Michel Bousquet. *Satellite Communications Systems: Systems, Techniques and Technology*. Wiley, 5th edition, 2009.
- [10] José Manuel Huidobro. ¿Qué es...? Las Constelaciones de Satélites. Technical report, COIT. <http://www.coit.es/publicac/publbit/bit115/quees.html> [Consulta: 24/03/2014].
- [11] José Manuel Huidobro. Historia de los Satélites de Comunicaciones. Technical report, COIT, julio-agosto 2002. <http://www.coit.es/publicac/publbit/bit134/quees.pdf> [Consulta: 24/03/2014].
- [12] Communications Satellites. IEEE Global History Network. [http://www.ieeeahn.org/wiki/index.php/Communications\\_Satellites](http://www.ieeeahn.org/wiki/index.php/Communications_Satellites) [Consulta: 24/03/2014].

- [13] ESA, Datos de la ESA. [http://www.esa.int/es1/ESA\\_in\\_your\\_country/Spain/Datos\\_de\\_la\\_ESA](http://www.esa.int/es1/ESA_in_your_country/Spain/Datos_de_la_ESA). ESA [Consulta: 24/03/2014].
- [14] EUTELSAT, Datos de EUTELSAT. <http://www.eutelsat.com/es/home/index.html>. EUTELSAT [Consulta: 24/03/2014].
- [15] INMARSAT, About us. <http://www.inmarsat.com/about-us/>. INMARSAT [Consulta: 24/03/2014].
- [16] HISPASAT, Acerca de HISPASAT. <http://www.hispasat.com/es/grupo-hispasat/acerca-de-hispasat>. HISPASAT [Consulta: 24/03/2014].
- [17] NASA, Voyager 1 Reaches Interstellar Space. [http://science.nasa.gov/science-news/science-at-nasa/2013/12sep\\_voyager1/](http://science.nasa.gov/science-news/science-at-nasa/2013/12sep_voyager1/). NASA [Consulta: 24/03/2014].
- [18] Bruce R. Elbert. *The Satellite Communication Applications Handbook*. Artech House, second edition, 2004.
- [19] ITU. *Reglamento de Radiocomunicaciones*. 2012.
- [20] ITU, ¿Qué hace la ITU? <http://www.itu.int/es/about/Pages/whatwedo.aspx>. ITU [Consulta: 24/03/2014].
- [21] ITU, Procedimientos espaciales. <http://www.itu.int/itunews/manager/display.asp?lang=es&year=2009&issue=02&ipage=26&ext=html>. ITU [Consulta: 24/03/2014].
- [22] UE, Europa 2020. [http://ec.europa.eu/europe2020/index\\_es.htm](http://ec.europa.eu/europe2020/index_es.htm). UE [Consulta: 24/03/2014].
- [23] European Commission, Multiannual Financial Framework 2014-2020. [http://ec.europa.eu/budget/mff/figures/index\\_en.cfm](http://ec.europa.eu/budget/mff/figures/index_en.cfm). UE [Consulta: 24/03/2014].
- [24] Comisión Europea. REPORT FROM THE COMMISSION TO THE EUROPEAN PARLIAMENT AND THE COUNCIL. Technical report, European Comision, 2014. [http://ec.europa.eu/smart-regulation/evaluation/docs/2013\\_report\\_en.pdf](http://ec.europa.eu/smart-regulation/evaluation/docs/2013_report_en.pdf) [Consulta: 24/03/2014].
- [25] Comisión Europea. European satellite navigation: Galileo launches two more satellites. Technical report, European Comision, agosto 2014. [http://europa.eu/rapid/press-release\\_IP-14-935\\_en.htm](http://europa.eu/rapid/press-release_IP-14-935_en.htm) [Consulta: 24/03/2014].
- [26] AESA, Aplicaciones al Transporte. [http://www.seguridadaerea.gob.es/lang\\_castellano/navegacion/programas/galileo/cam\\_alpic\\_galileo/aplic\\_trans.aspx](http://www.seguridadaerea.gob.es/lang_castellano/navegacion/programas/galileo/cam_alpic_galileo/aplic_trans.aspx). Ministerio de Fomento [Consulta: 24/03/2014].
- [27] STK, Satellite Tool Kit. <http://www.agi.com/products/stk/modules/default.aspx/id/stk-free>. agi [Consulta: 01/04/2014].
- [28] Orekit. <http://www.orekit.org/>. free low-level space dynamics library [Consulta: 01/04/2014].
- [29] GMAT, General Mission Analysis Tool. <http://gmatcentral.org/display/GW/GMAT+Wiki+Home>. NASA [Consulta: 01/04/2014].

- [30] Chandra Observatory. The Astronomers Tycho Brahe and Johannes Kepler. Technical report, NASA. [http://chandra.harvard.edu/edu/formal/icecore/The\\_Astronomers\\_Tycho\\_Brahe\\_and\\_Johannes\\_Kepler.pdf](http://chandra.harvard.edu/edu/formal/icecore/The_Astronomers_Tycho_Brahe_and_Johannes_Kepler.pdf) [Consulta: 16/04/2014].
- [31] Carlos Rosado. *Comunicación por satélite*. AHCJET, 1998. Asociación Hispanoamericana de Centros de Investigación y Empresas de Telecomunicaciones.
- [32] T. Pratt and C.W. Bostian. *Satellite communications*. Wiley, 1986.
- [33] Martin Company. Space Systems Division, G. Townsend, D. Kraft, and George C. Marshall. *Orbital Flight Handbook: Basic techniques and data*. NASA SP. Office of Scientific and Technical Information. National Aeronautics and Space Administration, 1963.
- [34] V. Agrawal. *Satellite Technology: Principles and Applications*. Wiley, 2011.
- [35] R.L. Freeman. *Radio System Design for Telecommunication*. Wiley Series in Telecommunications and Signal Processing. Wiley, third edition, 2007.
- [36] Constantine A. Balanis. *Antenna Theory: Analysis and Design*. Wiley, Second edition, 1997.
- [37] Recommendation ITU-R P.676-10. *Attenuation by atmospheric gases*. International Telecommunication Union (ITU), Ginebra. Suiza, 2013. [http://www.itu.int/dms\\_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.676-10-201309-I!!PDF-E.pdf](http://www.itu.int/dms_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.676-10-201309-I!!PDF-E.pdf) [Consulta: 02/05/2014].
- [38] José Antonio Guerra Expósito. Apuntes de la Asignatura Radiocomunicaciones por Satélite. Ingeniería de Telecomunicación. Escuela Politécnica Superior, UC3M [http://www.jaguerra.es/uc3m/Descargas\\_files/RCM-2-2.3.pdf](http://www.jaguerra.es/uc3m/Descargas_files/RCM-2-2.3.pdf) [Consulta: 02/05/2014].
- [39] Recommendation ITU-R P.618-11. *Propagation data and prediction methods required for the design of Earth-space telecommunication systems*. International Telecommunication Union (ITU), Ginebra. Suiza, 2013. [https://www.itu.int/dms\\_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.618-11-201309-I!!PDF-E.pdf](https://www.itu.int/dms_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.618-11-201309-I!!PDF-E.pdf) [Consulta: 02/05/2014].
- [40] Recommendation ITU-R P.839-4. *Rain height model for prediction methods*. International Telecommunication Union (ITU), Ginebra. Suiza, 2013. [http://www.itu.int/dms\\_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.839-4-201309-I!!PDF-E.pdf](http://www.itu.int/dms_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.839-4-201309-I!!PDF-E.pdf) [Consulta: 02/05/2014].
- [41] Recommendation ITU-R P.837-6. *Characteristics of precipitation for propagation modelling*. International Telecommunication Union (ITU), Ginebra. Suiza, 2012. [http://www.itu.int/dms\\_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.837-6-201202-I!!PDF-E.pdf](http://www.itu.int/dms_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.837-6-201202-I!!PDF-E.pdf) [Consulta: 02/05/2014].
- [42] John G. Proakis and Masoud Salehi. *Communication Systems Engineering*. Prentice Hall, 2nd edition, 2002.
- [43] MATLAB, El lenguaje de cálculo técnico. <http://www.mathworks.es/products/matlab/>. MathWorks [Consulta: 06/03/2014].
- [44] JAVA, Cree el futuro. <http://www.oracle.com/es/technologies/java/features/index.html>. ORACLE [Consulta: 06/03/2014].

- [45] Ramón Martínez Calvo. Apuntes de la Asignatura Comunicaciones por Satélite. ETSIT de Telecomunicación, UPM. <http://www.gr.ssr.upm.es/docencia/grado/csat/material/CSAT09-2-OrbitasConstelaciones.pdf> [Consulta: 04/09/2014].